



Hochschule für Angewandte
Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Seminar

Flugzeugkabine und Kabinensysteme



Herausgeber:
Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e. V.
(DGLR)

Herausgeber:
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau,
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg)

Seminar

Flugzeugkabine und Kabinensysteme

Treff Hotel
Dresden, 21. – 23. September 2004

Dieter Scholz (Editor und Verfasser)
Willy JG Bräunling
Werner Granzeier
Michael Seibel

September 2004

DGLR-Bericht 2004-04
ISBN: 978-3-932182-37-2 (print)
ISSN: 0178-6326

Veranstaltungsort

Treff Hotel, Wilhelm-Franke-Straße 90, 01219 Dresden

<http://www.treff-hotels.de>

Adressen

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e. V.

Godesberger Allee 70, 53175 Bonn

<http://dglr.de>

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, HAW Hamburg

Berliner Tor 9, 20099 Hamburg

<http://www.haw-hamburg.de>

Titelbild

(c) Werner Granzeier

Urheberrecht

Jeder Autor ist für das Urheberrecht der in seinen Kapiteln verwendeten Bilder verantwortlich.

Dieses Dokument ist urheberrechtlich geschützt.

Für den Text dieses Dokuments gilt die Lizenz [CC BY-NC-ND 4.0](#). Bilder und Grafiken sind davon ausgenommen.

Einbettung

Das Seminar ist ein Teil von:

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004 (DLRK 2004)

der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR),

Programmheft (siehe Seite 24 und 25): <https://perma.cc/7HFE-2T9F>.

Kurzreferat

Das Spezialgebiet des Flugzeugbaus "Flugzeugkabine und Kabinensysteme" hat über die Jahre eine immer größere Bedeutung gewonnen. Dies nicht zuletzt durch die in Hamburg ansässige Flugzeugbauindustrie mit Flugzeughersteller und vielen Zulieferbetrieben. Das Seminar ist die Kurzfassung des einsemestrigen Aufbaukurses für junge fachfremde Ingenieure, die im Bereich der Flugzeugkabine oder der Kabinensysteme eine neue Anstellung gefunden hatten. Der Aufbaukurs wurde über mehrere Semester an der HAW Hamburg im Auftrag der Wirtschaft wiederholt durchgeführt. Das Seminar richtet sich an Studenten sowie an alle anderen Interessierten z.B. aus Großforschung oder Industrie, die einen schnelleren Einstieg suchen als durch einen Aufbaukurs. Das Seminar besteht aus den Modulen "Kabinenarchitekturen und Luftrecht", "Ergonomie und Design", "Kabinenmodule und Monumente", "Einbindung der Kabinenmodule in die Rumpfstruktur", "Faserverbund- und Sandwichtechnologie", "Elektronische Kabinensysteme", "Methoden der Systemauslegung", "Mechanische Kabinensysteme" und "Systemintegration". Das Seminar soll beitragen zum Verständnis der notwendigen Kabinensysteme zur Lebenserhaltung, zur Sicherheit und zum Komfort an Bord. Das Seminar soll in Ansätzen dazu befähigen eine Flugzeugkabine nach den Kriterien Raumnutzung, Ergonomie, Gewicht und Fertigung zu konstruieren.

GND-Schlagwörter

Luftfahrt, Luftfahrzeug, Passagier, Flugzeugkabine, Flugzeugrumpf, Ausrüstung, Faserverbundbauteil, Flugzeugbau, Flugzeugentwurf, Architektur, Luftfahrtrecht, Elektronik, Systemtechnik, Ergonomie, Masse



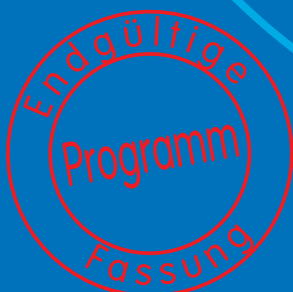
PROGRAMM

DEUTSCHER LUFT- UND RAUMFAHRTKONGRESS

2004

**Luft- und Raumfahrt –
Brücke für eine
wissensbasierte Gesellschaft**

**20. bis 23. September 2004
im Treff Hotel Dresden**



DGLR-Seminar

„Flugzeugkabine und Kabinensysteme“

von Dienstag, 21.09.2004 bis Donnerstag, 23.09.2004
Hörsaal August der Starke



Block	1	2	3	4
Zeit	09.05 - 10.20	10.45 - 12.50	14.35 - 15.50	Ab 16.20
Dauer	1:15	2:05	1:15	
Dienstag, 21.09.04	<i>D. Scholz</i> Einleitung <i>M. Seibel</i> Luftrecht	<i>M. Seibel</i> Kabinen- architekturen	<i>W. Granzeier</i> Ergonomie und Design	<i>W. Granzeier</i> Kabinenmodule und Monumente (bis ca. 18.25)
Mittwoch, 22.09.04	<i>Kongress- programm:</i> Kabine I	<i>Kongress- programm:</i> Kabine II	<i>M. Seibel:</i> Einbindung der Kabinenmodule in die Rumpfstruktur Faserverbund und Sandwichtechnologie	<i>W. Granzeier</i> Beleuchtung <i>D. Scholz</i> Elektronische Kabinensysteme (bis ca. 17.35)
Donnerstag, 23.09.04	<i>D. Scholz</i> Methoden der Systemauslegung	<i>W. Bräunling</i> Mechanische Kabinensysteme	<i>D. Scholz</i> Systemintegration	



Flugzeugkabine und Kabinensysteme

Zielgruppe

Das Seminar richtet sich an Studenten sowie an alle anderen Interessierten z.B. aus Großforschung oder Industrie.

Durchführung

Dem Seminarcharakter der Veranstaltung entsprechend, sollen sich auch die Teilnehmer mit Anmerkungen oder mit Fragen einbringen. Das Seminar behandelt Themen wie z.B. Kabinenarchitekturen, Design, mechanische und elektronische Kabinensysteme sowie Systemintegration. Details können dem Zeitplan entnommen werden. Die Seminarblöcke wurden so gelegt, dass auch die beiden Sitzungen Kabine I und Kabine II des Kongressprogramms besucht werden können.

Hintergrund

Das Seminar gestalten Professoren der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg). Das Seminar ist hervorgegangen aus einem einsemestrigen Aufbaukurs, der im Auftrag der Wirtschaft für junge fachfremde Ingenieure durchgeführt wurde, die im Bereich der Flugzeugkabine oder der Kabinensysteme eine neue Anstellung gefunden hatten.

Teilnahmebestätigung / Zertifikat

Teilnehmer, die an allen Blöcken des Seminars teilgenommen haben (Anwesenheitsliste) erhalten nach Abschluss des Seminars als Teilnahmebestätigung ein Zertifikat der DGLR.

Zugangsregelung / Anmeldung

Studenten erhalten freien Zugang zum Seminar und melden sich dazu bitte bis zum **10.09.04** per E-Mail bei Prof. Dr. Scholz (Scholz@fzt.haw-hamburg.de) an. Die DGLR möchte mit diesem Seminar ein weiteres attraktives Angebot im Rahmen der Nachwuchsarbeit schaffen. Bitte beachten Sie, dass dieses kostenlose Angebot eine über das Seminar hinausgehende Teilnahme an den Fachvorträgen des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses NICHT ermöglicht. Lediglich die Fachvorträge in den beiden Sitzungen Kabine I und Kabine II werden als Bestandteil des Seminars besucht. Ein Besuch der Plenarvorträge ist im Rahmen dieser Anmeldung ebenfalls möglich. Der Zugang zur Eröffnungsveranstaltung ist grundsätzlich frei.

Ihre E-Mail-Anmeldung soll enthalten: Vorname, Nachname, Hochschule, Studiengang, Matrikelnummer und als Attachment ein Bild Ihres Studentenausweises (in einem gängigen elektronischen Format wie GIF, JPG oder PDF) sowie den Hinweis: "Anmeldung zum Seminar Flugzeugkabine und Kabinensysteme vom 21.- 23.09.04 als Student"

Alle anderen Interessierten melden sich *normal* zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress an und werden damit regulärer Kongressteilnehmer.

- a) Jeder Kongressteilnehmer hat die Möglichkeit zur *Teilnahme an einem oder an mehreren Blöcken des Seminars* (soweit Sitzplätze vorhanden sind).
- b) Auch als Kongressteilnehmer haben Sie die Möglichkeit zur *Teilnahme am gesamten Seminar* und können nach vollständiger Teilnahme (Anwesenheitsliste) am Ende des Seminars ein *Zertifikat* erhalten. Wenn Sie in dieser Form am Seminar teilnehmen möchten, dann melden Sie sich bitte bis zum 10.09.04 zusätzlich zu Ihrer Kongressanmeldung auch bei Prof. Dr. Scholz (Scholz@fzt.haw-hamburg.de) per E-Mail an.

Ihre E-Mail-Anmeldung soll enthalten: Vorname, Nachname, Organisation sowie den Hinweis: "Anmeldung zum gesamten Seminar Flugzeugkabine und Kabinensysteme vom 21.- 23.09.04 mit Zertifikat"

Inhaltsverzeichnis

Modul 1 – Kabinenarchitekturen und Luftrecht

Inhalt

- 1 Einleitung
- 2 Grundsätzliche Auslegungskriterien
- 3 Gesetzliche Vorgaben nach JAR/FAR
- 4 Technische Vorgaben
- 5 Kabinenauslegung

Modul 2 – Ergonomie und Design

Inhalt

- 1 Historische Entwicklung des Industrial Design
- 2 Grundlagen des Industrial Designs
- 3 Werkzeuge und Materialien im Designprozess / Zeichenmaterial
- 4 Entwurfsmodellbau
- 5 Terminologien / Luftfahrtspezifische Begriffe
- 6 Literatur

Modul 3 – Kabinenmodule und Monumente (mit Beleuchtung)

- 1 Einführung "Flugzeug-Interior / Monuments"
- 2 Der Mensch im "Interior" Bereich
- 3 Flugzeugkategorien / Kabine
- 4 Flugzeuginnenräume / Funktion und Nutzen
- 5 Interior-Ergonomie (Übersicht)
- 6 Entwicklungs-Aufgaben in den Interior-Räumen
- 7 Material- und Oberflächenkriterien
- 8 Empfehlungen zur Innenraumgestaltung und Konstruktion
- 9 Kabinensysteme Beleuchtung und Elektrik

Modul 4 – Einbindung der Kabinenmodule in die Rumpfstruktur

Inhalt

- 1 Einführung und generelle Aspekte
- 2 Schalenrumpf (Semi-Monocoque Bauweise)
- 3 Integration der Kabinenmodule

Modul 5 – Faserverbund- und Sandwichtechnologie

Inhalt

- 1 Einführung in die Faserverbundtechnologie
- 2 Rohmaterialien und Fertigungsverfahren
- 3 Berechnung und Gestaltung
- 4 Allgemeine Hinweise zur Auslegung und konstruktiven Gestaltung

Modul 6 – Elektronische Kabinensysteme

Inhalt

- 1 Einleitung
- 2 Grundlagen moderner Avionik / Kabinenelektronik
- 3 Elektromagnetische Umwelt
- 4 Cabin Intercommunication Data System (CIDS)
- 5 In-Seat Power Supply (Sky Power)
- 6 Personal Mobile Communications in Aircraft

Modul 7 – Methoden der Systemauslegung

Inhalt

- 1 Einleitung
- 2 Anforderungen
- 3 Bewertungsmethoden
- 4 Nachweis der Sicherheit und Zuverlässigkeit
- 5 Simulation

Literaturverzeichnis

Modul 8 – Mechanische Kabinensysteme

- 1 Klimaanlage (ATA 21)
- 2 Feuerschutzanlagen (ATA 26)
- 3 Sauerstoffanlagen (ATA 35)
- 4 Pneumatikanlagen und Kabinendruckregelanlagen (ATA 36 und ATA 21)

Modul 9 – Systemintegration

Inhalt

- 1 Einleitung
- 2 Integration der Mitarbeiter
- 3 Integration von Firmen
- 4 Integration von Kapital
- 5 Integration von Standorten
- 6 Integration der Zulieferer
- 7 Prozesse und Techniken der Systemintegration
- 8 Literatur und Vorschriften (Airbus)
- 9 Literatur und Vorschriften der Systemintegration
- 10 Vom Kundenwunsch zur Modifikation

Anhang

Aus dem Programm des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses 2003:

- Granzeier, 2003. Faktor LICHT in der Passagierkabine

Aus dem Programm des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses 2004:

- Günther, 2004. Numerische und experimentelle Strömungsuntersuchungen in idealisierten Flugzeugkabinen
- Granzeier, 2004. Sanitarbereich - Neue Konzepte in der Flugzeugkabine
- Geiwiz, 2004. Dynamische Zulassung von Fluggastsitzen



**DGLR-Seminar
Kabine / Kabinensysteme**

**Kabinenarchitekturen
und Luftrecht**

Prof. Dr.Ing. Hans J. Flüh

Prof. Dr.Ing. Michael Seibel (Vortragender)

Fachbereich Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau

Hochschule für Angewandte Wissenschaften - Hamburg

Dresden, September 2004

1. EINLEITUNG	Einleitung - 1
1.1 GENERELLE TRANSPORTANFORDERUNGEN	Einleitung - 2
1.2 BESCHREIBUNG DER TRANSPORTGÜTER	Einleitung - 2
2. GRUNDSÄTZLICHE AUSLEGUNGSKRITERIEN	Einleitung - 3
2.1 MINDESTVORGABEN	Einleitung - 3
2.1.1 GESETZLICHE VORGABEN	Einleitung - 3
2.1.2 TECHNISCHE RANDBEDINGUNGEN	Einleitung - 4
2.1.3 OPERATIONELLE RANDBEDINGUNGEN	Einleitung - 4
2.2 OPTIONALE VORGABEN	Einleitung - 4
3. GESETZLICHE VORGABEN NACH JAR/FAR	Vorgaben - 1
3.1 DIMENSIONIERUNGSVORGABEN	Vorgaben - 2
3.1.1 DEFINITION DES LASTVIELFACHEN	Vorgaben - 2
3.1.2 BERÜCKSICHTIGUNG VON NOTLANDEBEDINGUNGEN	Vorgaben - 3
3.1.3 RESULTIERENDE ECKWERTE FÜR LASTVIELFACHE	Vorgaben - 4
3.1.4 BEANSPRUCHUNG, SICHERHEITSAKTOREN UND DIMENSIONIERUNGSLASTEN	Vorgaben - 6
3.1.5 FESTIGKEITSNACHWEIS ÜBER RESERVEFAKTOREN	Vorgaben - 8
3.1.6 BERÜCKSICHTIGUNG VON FATIGUE	Vorgaben - 8
3.2 GESTALTUNGSVORGABEN	Vorgaben - 10
3.2.1 UNTERBRINGUNG VON PERSONEN UND FRACHT	Vorgaben - 10
3.2.2 BERÜCKSICHTIGUNG VON EINZELNEN, MASSENBEHAFTETEN GEGENSTÄNDEN	Vorgaben - 10
3.2.3 INFORMATIONEN-SYMBOLS	Vorgaben - 11
3.3 VORGABEN FÜR NOTFÄLLE	Vorgaben - 12
3.3.1 NOTEVAKUIERUNG	Vorgaben - 12
3.3.2 NOTAUSGÄNGE	Vorgaben - 13
3.3.3 FLUCHTWEGE	Vorgaben - 15
3.3.4 UNTERFLUR-EINRICHTUNGEN	Vorgaben - 18
3.3.5 NOTWASSERUNG	Vorgaben - 19
3.3.6 KLIMATISIERUNG	Vorgaben - 21
3.3.7 FEUERSCHUTZ	Vorgaben - 23
3.3.8 WEITERE AUSRÜSTUNGSGEGENSTÄNDE	Vorgaben - 27
3.4 ANDERE REGELWERKE	Vorgaben - 29
3.4.1 BETRIEBSVORSCHRIFTEN NACH JAR - OPS 1	Vorgaben - 29

4. TECHNISCHE VORGABEN	Technik - 1
4.1 RUMPFSCHALE	Technik - 1
4.2 SITZE, SITZSCHIENEN	Technik - 4
4.3 KLIMAAANLAGE, BELÜFTUNG	Technik - 6
4.4 ELEKTRISCHE SYSTEME	Technik - 8
4.5 KÜCHEN / GALLEYS	Technik - 9
4.6 LAVATORIES	Technik - 11
4.7 WASSER, ABWASSER	Technik - 12
4.8 TÜREN, TORE	Technik - 14
4.9 SICHERHEITSEINRICHTUNGEN	Technik - 15
4.10 FRACHTBEHÄLTER	Technik - 17
5. KABINENAUSLEGUNG	Auslegung - 1
5.1 RUMPFABMESSUNGEN	Auslegung - 1
5.1.1 TECHNISCHE VORGABEN	Auslegung - 1
5.1.2 ABSCHÄTZUNG VON QUERSCHNITT UND RUMPFLÄNGE	Auslegung - 4
5.2 RUMPFQUERSCHNITTE UND SITZANORDNUNG	Auslegung - 6
5.2.1 TYPISCHE ABMESSUNGEN UND ABSTAND DER SITZREIHEN	Auslegung - 6
5.2.2 AUFTEILUNG IN KLASSEN	Auslegung - 7
5.2.3 BERÜCKSICHTIGUNG VON WEITEREN AUFWENDUNGEN IN DER KABINE	Auslegung - 8
5.2.4 BERÜCKSICHTIGUNG DER EVAKUIERUNGSANFORDERUNGEN	Auslegung - 10
5.2.5 HAT-RACKS UND ANDERE STAUÄRÄUME	Auslegung - 11
5.3 FRACHT	Auslegung - 12
5.3.1 FRACHTRAUMVOLUMEN	Auslegung - 12
5.3.2 BENÖTIGTES GEPÄCKVOLUMEN	Auslegung - 13
5.3.3 FRACHTCONTAINER	Auslegung - 14
5.4 TURN-AROUND PROZESS	Auslegung - 15
5.5 KOMFORTASPEKTE	Auslegung - 18
5.5.1 MULTIMEDIA	Auslegung - 18
5.5.2 NUTZUNG UNTERFLURBEREICHE	Auslegung - 19
5.6 ZUKÜNFTIGE ANFORDERUNGEN / WÜNSCHE	Auslegung - 21

1. *Einleitung*

□ Inhalt dieses Moduls

- “ **Grundsätzliche Regeln für die Auslegung von Flugzeugkabinen**
- “ **Beschränkung auf**
 - heutige Verkehrsflugzeuge
 - den Bereich der Passagierkabine
- “ **angrenzende Bereiche/Themen werden angesprochen, soweit erforderlich, wie z.B.**
 - Frachtraum
 - Türen
 - Service-Einrichtungen
 - Evakuierung

1.1 Generelle Transportanforderungen

☐ Beförderung von Transportgut von A nach B

- “ schnell “ wirtschaftlich
- “ sicher

1.2 Beschreibung der Transportgüter

☐ Personen

- “ aller Altersgruppen
- “ mit guter und schlechter körperlicher Kondition
- “ große und kleine
- “ aus verschiedensten Kulturkreisen

☐ Fracht

- “ Reisegepäck der Passagiere
- “ zusätzliche Fracht
- “ gelegentlich nur Fracht (auch in einem Passagierflugzeug)
- “ kleine und sperrige Frachtstücke
- “ leichte und schwere
- “ billigere, oft jedoch teure Gegenstände

☐ **Tiere**

- “ **Pferde, Kühe, Schafe**
- “ **Fische, Papageien, Affen**
- “ **Tiger, Löwen, Bären**
- “ **usw.**

☐ **Planzen, Früchte**

- “ **Erdbeeren, Kiwis**
- “ **Salate**
- “ **Blumen, Orchideen**

➤ ***EINFACH ALLES !!***

2. Grundsätzliche Auslegungskriterien

☐ **Allgemeine Darstellung der maßgeblichen Kriterienbereiche**

2.1 Mindestvorgaben

2.1.1 Gesetzliche Vorgaben

Der Flugzeugbau ist durch ein ausführliches und umfangreiches Gesetzeswerk reglementiert, was auch für die Kabine zutrifft.

☐ **Mindestvorgaben, die eingehalten werden müssen!**

- “ **Beispiele: s. nachfolgende Abschnitte**

2.1.2 Technische Randbedingungen

Viele der oben angesprochenen Vorgaben ergeben sich auch ganz selbstverständlich aus technischen und physikalischen Randbedingungen.

☐ **Mindestvorgaben, die einzuhalten sind!**

- “ **Beispiele: Druckbelüftung, Klimaanlage**

2.1.3 Operationelle Randbedingungen

Diese Kriterien ergeben sich aus absoluter Notwendigkeit einen sicheren Betrieb eines Flugzeuges zu gewährleisten.

☐ **Mindestvorgaben, die einzuhalten sind!**

- “ **Beispiele: Sitzanordnung, Toiletten, Fluchtwege**

2.2 Optionale Vorgaben

☐ **Steigerung der Konkurrenzfähigkeit**

- “ **des Herstellers**
- “ **der Luftverkehrsgesellschaften (Kundenwünsche)**

☐ **über eine bessere Wirtschaftlichkeit**

- “ **zur Reduzierung der Flugpreise**

❑ über größeren Komfort

“ zur Realisierung höherer Flugpreise

“ Beispiele:

- kein Essen, ® keine Kücheneinrichtung,
® mehr Passagiere, ® niedrigere Preise
- Internetanschluss, ® mehr Geschäftsleute als Fluggäste, ® höhere Preise

➤ Zuerst die SICHERHEIT, aber dann gleich
➤ die WIRTSCHAFTLICHKEIT !!

3. *Gesetzliche Vorgaben nach JAR/FAR*

- “ **JAR:** **Joint European Airworthiness Rules der JAA (Joint Aviation Authorities)**
- “ **FAR:** **Federal Aviation Regulations der FAA
(Federal Aviation Administration, Department of Transportation)**

FAR PART:	Airworthiness Standards for
23	Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes
25	Transport Category Airplanes
27	Normal Category Rotorcraft
29	Transport Category Rotorcraft
33	Aircraft Engines
35	Propellers

- “ **zusätzliche Vereinbarungen
(in Verbindung mit der Einführung neuer Technologien)**
- “ **weitere Informationen:** **www.jaa.nl ; www.faa.gov**

3.1 Dimensionierungsvorgaben

3.1.1 Definition des Lastvielfachen

- „ **Ein wesentliche Angabe zur Beschreibung der wirkenden Kräfte!**
- „ **Resultierend aus unterschiedlichen Betriebszuständen!**

☐ **Massenlasten (gleich Masse * Beschleunigung aus ...)**

- „ **Starrkörperbewegung**
- „ **Relativbewegungen**
- „ **Schwingungsverhalten**

statisch oder dynamisch betrachtet
für die verschiedensten Flugzustände

☐ **Betriebszustände**

☐ **Bodenmanöver**

- „ **Rollen**
- „ **Beschleunigung, Bremsen**

☐ **Flugmanöver**

- „ **Start, Steigflug**
- „ **Horizontalflug, Abfangbogen, Kurvenflug**
- „ **Sinkflug, Landung**

☐ **Böenbeanspruchung**

- „ **vertikale und laterale Böen**

☐ **Flugzwischenfälle**

- „ **Ausweichmanöver**
- „ **plötzlicher Sinkflug**
- „ **Bruchlandung**

3.1.2 Berücksichtigung von Notlandebedingungen

☐ Beschreibung der nachzuweisenden Lastvielfachen im Crash-Fall

Emergency Landing Conditions:

JAR 25.561 General

....

The structure must be designed to give each occupant every **reasonable chance of escaping serious injury** in a minor crash landing

- “ **gültig für die gesamte Kabinenausstattung alle Kabinengegenstände**

JAR 25.562 Emergency landing dynamic conditions

Genauere und umfangreiche Ausführungen zu den Kräften die am Sitz auftreten und auf eine Person einwirken können bzw. dürfen.

- “ **Definition des max. zulässigen HIC: = Head Injury Criterion**

$$\text{HIC} = \left\{ (t_2 - t_1) \cdot \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \right] \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right\}_{\max} \quad a(t) := \text{zeitabhängige Beschleunigung in g}$$

max. zulässigen **HIC**: = 1000

- “ **wichtig für die Auspolsterung von Wänden**
und bei einer

☐ Notwasserung ?

JAR 25.563 Structural ditching provisions

Structural strength considerations of ditching provisions must be in accordance with JAR 25.801 (e).

“ weitere Dimensionierungsvorgaben für

JAR 25.785 Seats, berths, safety belts and harnesses

(Sitze, Liegeplätze, Sicherheitsgurte und Gurtzeug)

➤ ***zusammengefasst zu ...***

3.1.3 Resultierende Eckwerte für Lastvielfache

❑ **Der jeweils kritische Fall ist für die Dimensionierung heranzuziehen!**

“ aus dem normalen Betrieb

Lastfall	Lastvielfaches	JAR/FAR - § 25.
Manövervielfaches	$n_{z \max} \geq 2.5$	337
	$n_{z \min} = -1.0$	
im Landeanflug	$n_{z \max} = 2.0$	
	$n_{z \min} = 0.0$	
Böenlastvielfaches	je nach Parameter	341
Stoßvielfaches bei der Landung	$e_z = 1.3 - 3$	471 + ff
	(je nach Fahrwerksparameter)	

.. **aus Crash-Fällen**

Crashvielfache (maßgeblich für Interieur)	- $9.0 \leq n_x \leq 1.5$	561
	$n_y = \pm 3.0$ (± 4.0 für Sitze)	
	- $6.0 \leq n_z \leq 3.0$	
Crashvielfache (dynamischer Nachweis für Sitze)	- $16.0 \leq n_x$ - $14.0 \leq n_z$	562

.. **aus dynamischem Verhalten**

axiale Lastvielfache	$n = \pm 24$ (vertikale Achsen)	393
	$n = \pm 12$ (horizontale Achsen)	
für Lagerungen von z.B. Rudern		

.. **Definition über forward/downward**

statisch:	9 g forward
	4 g sideward
	3 g upward
	6 g downward
	1,5 g rearward
dynamisch:	16 g forward
	14 g downward

3.1.4 Beanspruchung, Sicherheitsfaktoren und Dimensionierungslasten

❑ Beanspruchende Lasten

Angabe der Lasten als $\Rightarrow$ "**sichere Last**" (engl.: **limit load**)

D.h. ein Flugzeug **kann** im Laufe seines Lebens diesen Belastungen ausgesetzt sein. Die Struktur muss nicht nur diese Beanspruchung selbstverständlich ertragen, sondern sie darf bei "limit load" auch **keine bleibende Verformung** erfahren ($s_{\text{vorh.}} \leq R_{p0.2}$) (FAR § 25.303).

❑ Sicherheitsfaktor

Mit einem



Sicherheitsfaktor j

werden die Unsicherheiten in folgenden Bereichen abgedeckt.

- Belastungsermittlung (· 1.15)
- Berechnungsverfahren (· 1.15)
- Fertigungsfehler (· 1.15)

und es gilt: " **Bruchlast = j * sichere Last** oder (engl.)

" **ultimate load = j * limit load** mit

" **j = 1.15 · 1.15 · 1.15 = 1.5**

❑ zusätzliche Sicherheitsfaktoren

für einzelne Strukturelemente bei erhöhten Unsicherheiten

- Kraftein- und -umleitungen $j_R = 1.15$ (FAR § 25.625)
- Gußbauteile $j_R = 1.0 - 1.2$ (FAR § 25.621)
- Faserverbundbauteile $j_R = 1.15$

grundsätzlicher Zusammenhang :

limit load : $F_{\max} = n \cdot m \cdot g$ vorhandene Belastung

ultimate load : $F_{\text{Bruch}} = j \cdot \{j_R\} \cdot n \cdot m \cdot g$

❑ Dimensionierende Belastung

Die Dimensionierung erfolgt für ultimate load !

Sicherheitsfaktoren entfallen bei außergewöhnlichen Vorfällen

- **Crash** - Fällen
- **fail safe** - Ereignissen

3.1.5 Festigkeitsnachweis über Reservefaktoren

❑ Reservefaktor (RF)

Verhältnis von

$$RF = \frac{\text{Versagenslast}}{\text{Bruchlast}} = \frac{\text{failure load}}{\text{ultimate load}} \stackrel{!}{\geq} 1$$

“ **Versagenslast, failure load**

aus

- statischem **Bruchversuch** und / oder
- erprobtem und anerkanntem **Berechnungsverfahren**

3.1.6 Berücksichtigung von Fatigue

❑ **Material-Ermüdung**

“ **dimensionierende statische Lasten**

theoretisch nur wenige Male im Flugzeugleben
praktisch jedoch oft niemals.

“ **Fatiguebelastung**

abhängig von

- Einsatzspektrum
- Lastkollektiv Ermüdungslasten

“ **Betriebs-Definitionen:**

- **h, Flüge** rißfreies Leben
- Lebensdauer mit kleineren Schäden und Reparaturen
- **economic repair life** (Leben mit wirtschaftlich vertretbaren Reparaturen)
- Blockzeiten

“ **Wartungsintervalle**

Auch, wenn insbesondere für die Primär-Struktur von Bedeutung, sollten die Ermüdungsprobleme für die Kabinen-Elemente nicht unterschätzt werden!

- klappernde Verkleidungen
- aufspringende Hat-Rack-Deckel
- wacklige Sitze
- usw.

sind störend und schmälern das Vertrauen in das Flugzeug!

☐ **Fatigue-Nachweis Primär-Struktur:**

Es ist die Gesamtsicherheit gegen Ermüdung nachzuweisen !

- “ **rechnerisch** und im Regelfall
- “ **experimentell an Großzellen** (nur in Ausnahmefällen allein theoretisch)
 - zivile Flugzeuge **3-fache**
 - militärische **4-fache Lebensdauer.**

3.2 Gestaltungsvorgaben

3.2.1 Unterbringung von Personen und Fracht

JAR 25.785 Seats, berths, safety belts and harnesses
(Sitze, Liegeplätze, Sicherheitsgurte und Gurtwerke)

❑ Sitzplätze für alle Personen:

who has reached his or her second birthday.

❑ mit der Sicherheitsanforderung:

(b) Each seat, berth, safety belt, harness, and adjacent part of the aeroplane at each station designated as occupiable during take-off and landing must be designed so that

25.562.

3.2.2 Berücksichtigung von einzelnen, massenbehafteten Gegenständen

JAR 25.787 Stowage compartments

JAR 25.789 Retention of items of mass in passenger and crew compartments and galleys

❑ Sichere Lagerung in Stauräumen oder entsprechende Befestigungen

“ Beispiele:

- Gepäck im hatrack (*Whiskey-Flaschen!*)
- Telefonhörer in seiner Halterung
- Bildschirme in Wänden
- Küchengegenstände

aber jeweils nur bis zur **angegebenen zulässigen Beladung** eines Stauraumes!

❑ Hatracks sind immer überladen!!

3.2.3 Informations-Symbole

JAR 25.791 Passenger information signs and placards

Eine Vielzahl von Beschriftungen und Symbolen muss für jeden Passagier sichtbar und unmissverständlich zu deuten sein!

“ Beispiele:

- No Smoking!
- Fasten Seat Belts
- Life Vest under Your Seat
- Oxygen

3.3 Vorgaben für Notfälle

3.3.1 Notevakuierung

JAR 25.803 Emergency evacuation

shown that the maximum seating capacity, including the number of crew members required by the operating rules for which certification is requested, can be evacuated from the aeroplane to the ground under simulated emergency conditions **within 90 seconds**.

☐ **Evakuierung**

- “ **in 90 Sek.**
- “ **bei jeder Lage des Flugzeugs**
- “ **über nur eine Seite des Flugzeugs**
- “ **bis an den Boden heran (Notrutschen)**

☐ **Nachweis durch realitätsnahe Versuche**

- “ **max. Passagierzahl**
- “ **keine Fachleute als Testpersonen**
- “ **bei Dunkelheit**
- “ **nur über eine Flugzeugseite**

3.3.2 Notausgänge

JAR 25.807 Emergency exits

□ Einteilung in Notausstiegs-Typen

Türtyp	Stufe innen ?	Stufe außen ?	lichte Breite >	lichte Höhe >	Eckradius
Type I	nein, ebenerdig	nein, ebenerdig	24 inches (609·6mm)	48 inches (1·219 m)	1/3 der Breite
Type II wenn im Flügelbereich, Stufe zulässig	10 inches (254 mm)	17 inches (431·8 mm)	20 inches (508 mm)	44 inches (1·12 m)	1/3 der Breite
Type III	20 inches (508 mm)	27 inches (685·8 mm)	20 inches (508 mm)	36 inches (914·4 mm)	1/3 der Breite
Type IV über der Tragfläche	29 inches (736·6 mm)	36 inches (914·4 mm)	19 inches (482·6 mm)	26 inches (660·4 mm)	1/3 der Breite
Type A	nein, ebenerdig	nein, ebenerdig	42 inches (1·067 m)	72 inches (1·829 m)	1/6 der Breite
Ventral	durch Unterseite des Flugzeuges; kaum realisiert				
Tail cone	im Rumpfheck; bei einigen Flugzeugtypen möglich (B727)				

- “ **Für alle Türöffnungen wird eine rechteckige Öffnung mit ausgerundeten Ecken angenommen!**

☐ Zuordnung Passagieranzahl zu Notausstiegstüren

Passenger seating configuration (crewmember seats not included)	Emergency exits for each side of the fuselage			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
1 to 9				1
10 to 19			1	
20 to 39		1	1	
40 to 79	1		1	
80 to 109	1		2	
110 to 139	2		1	
140 to 179	2		2	

☐ Vorgaben für zusätzliche Notausstiegstüren für Passagierzahlen > 179

Additional emergency exits (each side of fuselage)	Increase in passenger seating configuration allowed
Type A	110
Type I	45
Type II	40
Type III	35

- “ **Kein Sitz darf weiter als 60 ft (18,288 m) von einem Notausgang entfernt sein**
- “ **Bei einer Notwasserung dürfen nur Türen oberhalb der Wasserlinie berücksichtigt werden!**

JAR 25.809 Emergency exit arrangement

☐ Betätigung der Türen

- “ **einfach und offensichtlich**
- “ **ohne außergewöhnliche Anstrengungen**
- “ **von innen und von außen**
- “ **muss auch wieder geschlossen werden können**
- “ **der Verriegelungszustand muss direkt visuell erkennbar sein**

3.3.3 Fluchtwege

sichere Evakuierung im Falle einer Notlandung gewährleisten sollen!

JAR 25.810 Emergency egress assist means and escape routes

☐ Definition von Notrutschen und Fluchtwegen

JAR 25.811 Emergency exit marking**☐ Markierung der Notausgänge**

- “ sichtbar auch bei Rauch
- “ Kennzeichnung des Weges
- “ Kennzeichnung der Betätigung (OPEN « CLOSE)

JAR 25.812 Emergency lighting**☐ Notbeleuchtung**

- “ div. Vorschriften für eine Notbeleuchtung unabhängig von der normalen Versorgung

JAR 25.813 Emergency exit access**☐ Zugang zu Notausstiegen**

- “ möglichst gleichmäßige Verteilung Notausstiege
- “ freier Zugangsweg (® Querweg) vom Hauptgang zu Ausstiegen der Typen A, I und II
- “ bei 2 oder mehr Gängen ist eine Querverbindung erforderlich
- “ erforderliche Breiten der Querwege:
 - 36 inches (914·4 mm) zu einem Ausgang Typ A
 - 20 inches (508 mm) bei allen anderen
- “ neben den Ausgängen: Platz für Helfer vorsehen!

JAR 25.815 Width of aisle

„ aisle = engl. Gang, (Schneise)

❑ Vorgaben für die Gangbreite

„ abhängig von der Passagierzahl

„ abhängig vom Abstand zum Fußboden

• Tabelle:

Passenger seating capacity	Minimum passenger aisle width (inches)	
	Less than 25 inches from floor	25 inches and more from floor
10 or less	12*)	15
11 to 19	12	20
20 or more	15	20

*) A narrower width not less than 9 inches may be approved when substantiated by tests found necessary by the Authority.

JAR 25.817 Maximum number of seats abreast

„ abreast = engl. Seite an Seite, nebeneinander

❑ Max. Sitzanzahl/Reihe

no more than 3 seats abreast may be placed on each side of the aisle in any one row

3.3.4 Unterflur-Einrichtungen

JAR 25.819 Lower deck service compartments (including galleys)

For aeroplanes with a service compartment located below the main deck, which may be occupied during the taxi or flight but **not during take-off or landing**, ...

☐ **sichere Evakuierung gewährleisten durch**

- „ mind. zwei Wege
- „ keine energieabhängige Betätigung von Zugängen
- „ mind. zwei getrennte Kommunikationskanäle
- „ akustisches Alarmsystem

☐ **die üblichen Anforderungen bezüglich**

- „ Sitze, allerdings ohne Notlandeanforderung
- „ Betriebssignale (*fasten seat belts!*)
- „ Klima
- „ Sauerstoff-Notversorgung

☐ **spezielle Anforderungen für Aufzüge**

- „ **Kontrolle innerhalb und außerhalb des Aufzuges**
- „ **Sicherung gegen Betätigung bei geöffneten Türen**
- „ **Notstopp mit sofortiger Wirkung**
- „ **Manuelle Notbetätigung bei Energieausfall**

3.3.5 Notwasserung

einer Notwasserung!

JAR 25.801 Ditching

the aeroplane, must be taken to minimise the probability that in an emergency landing on water, the behaviour of the aeroplane would cause immediate injury to the occupants or would make it impossible for them to escape.

☐ **Das Flugzeug sollte**

- „ **möglichst lange schwimmen**
- „ **waagerecht im Wasser liegen**
- „ **Notausgänge oberhalb der Wasserlinie**

Safety Equipment:**JAR 25.1411 General****JAR 25.1415 Ditching equipment****☐ Notausrüstung für mögliche Notwasserung:**

- “ Schwimmwesten (life vest, life preserver)
- “ Rettungsflöße (rafts)
- “ Rettungsleinen (life line)
- “ Notfall-Sender großer Reichweite

☐ Stauraum für die Notausrüstung

- “ klar und verständlich gekennzeichnet
- “ gut erreichbar
- “ Schutz vor unbeabsichtigter Benutzung
- “ Schutz vor Beschädigung

3.3.6 Klimatisierung

Reiseflug üblicherweise in Höhen von 10 000 m und mehr!

- „ **Luftdruck (in 13 000 m) 197 hPa**
- „ **Temperatur bis -50 oder -60 °C**

⇒ Eine sehr lebensfeindliche Umgebung!

⇒ Eine entsprechende Klimatisierung ist erforderlich!

JAR 25.831 Ventilation

☐ Luftzufuhr

- „ **ausreichende Frischluft**
- „ **mit angemessener Temperatur**
- „ **frei von Kohlenmonoxyd und anderen giftigen Gasen**
- „ **Möglichkeiten für einen Rauchabzug**
- „ **unterhalb einer vorgegebenen Konzentration von Kohlendioxyd**
- „ **getrennt regelbar für das Cockpit**

JAR 25.841 Pressurised cabins**☐ druckbelüftete Kabine für**

- “ **Kabinendruck entsprechend 8 000 ft (2 400 m) Höhe bei maximaler Reiseflughöhe (ca. 13 000 m)**
 - Druck in 2 400 m Höhe: 753 hPa
 - resultierender Differenzdruck: $753 - 197 = 556$ hPa
- “ **bei eventueller Fehlfunktion: mind. ein Kabinendruck entsprechend 15 000 ft (4 500 m) Höhe**

mit umfangreichen Vorschriften zur Regelung!

⇒ Es sind umfangreiche und komplexe Systeme erforderlich, die entsprechend in die Kabine integriert werden müssen!

JAR 25.843 Tests for pressurised cabins

umfangreiche Vorschriften zum Funktionsnachweis!

3.3.7 Feuerschutz

Feuer in einem Flugzeug, vor allem während des Fluges, stellt eine sehr große Gefährdung dar.

⇒ Es sind daher entsprechende Maßnahmen zur Entdeckung und zur Bekämpfung von Feuerherden erforderlich!

☐ **Feuerschutz-Zonen**

- “ **Einteilung des Flugzeuges in Bereiche unterschiedlicher Feuergefährdung**
- “ **unter Berücksichtigung der Entdeckungsmöglichkeiten**
- “ **zur sinnvollen Definition des Feuerschutzaufwandes**

JAR 25.851 Fire extinguishers**❑ Handfeuerlöscher****“ Anzahl in Abhängigkeit von der Passagierzahl**

Passenger capacity	Number of extinguishers
7 to 30	1
31 to 60	2
61 to 200	3
201 to 300	4
301 to 400	5
401 to 500	6
501 to 600	7
601 to 700	8

“ zusätzlich im

- Cockpit
- jeder einzelnen Galley
- Frachtraum

“ sicher verstaut, aber gut erreichbar**“ Füllung so, dass keine unnötigen toxischen Gase****“ Füllung abhängig von den zu erwartenden Brandherden****“ mind. 1 Feuerlöscher mit Halon**

☐ automatische Feuerlöscheinrichtungen

JAR 25.853 Compartment interiors

☐ Auslegung unter Berücksichtigung der Feuergefährdung

- „ **besonders restriktive Materialauswahl**

- schwer entflammbar
- ohne Feuerquelle selbst verlöschend
- Minimierung von toxischen Gasen

- „ **Nachweis durch Tests**

☐ Entdecken von Feuer

Feuer ist immer dann besonders gefährlich, wenn es nicht bzw. zu spät entdeckt wird!

⇒ Maßnahmen zur automatischen Erkennen von Feuer und Rauch in Bereichen, die ohne ständige Beobachtung durch Besatzung bzw. Passagiere sind!

- „ **Toiletten (daher dort Rauchverbot!)**

- „ **Frachtraum**

natürlich auch in anderen Nicht-Kabinen-Bereichen, wie

- „ **Triebwerke, Fahrwerksbucht, Klimaanlage, APU usw.**

JAR 25.854 Lavatory fire protection

JAR 25.855 Cargo or baggage compartments

JAR 25.857 Cargo compartment classification

JAR 25.858 Cargo compartment fire detection systems

JAR 25.859 Combustion heater fire protection

JAR 25.863 Flammable fluid fire protection

JAR 25.869 Fire protection: systems

⇒ umfangreiche Regelungen zur Vermeidung und Entdeckung von Feuer!

3.3.8 Weitere Ausrüstungsgegenstände

Miscellaneous Equipment

Eine besondere Bedeutung kann der Übermittlung von Informationen und Verhaltensmaßregeln zukommen. Dies ist unbedingt zu gewährleisten!

JAR 25.1423 Public address system

❑ Durchsagen an die Passagiere

- “ **unabhängig einsatzbereit vom Bordnetz (mind. 10 Min. lang)**
- “ **funktionsbereit innerhalb 3 Sek. von jeder beliebigen Mikrofonstation aus**
- “ **insbesondere von der Cockpit-Besatzung**
- “ **ebenfalls von jedem Notausstieg der Typen A, I und II**
- “ **funktionstüchtig auch bei beschädigten oder ausgefallenen Mikrofonen**
- “ **vernehmbar in allen möglichen Bereichen des Flugzeuges, wo sich Personen aufhalten könnten**
- “ **unabhängig von dem Kommunikationssystem der Besatzung**

JAR 25.1439 Protective breathing equipment**☐ Atemschutzmasken für die Besatzung**

- “ Einsatzbereitschaft bei Feuer und Rauch
- “ Organisation der Rettungsmaßnahmen

In Notfällen kommt der Sauerstoffversorgung eine große Bedeutung zu. Vorranging

genauestens geregelt!

JAR 25.1441 Oxygen equipment and supply**JAR 25.1443 Minimum mass flow of supplemental oxygen****JAR 25.1445 Equipment standards for the oxygen distributing system****JAR 25.1447 Equipment standards for oxygen dispensing units****JAR 25.1449 Means for determining use of oxygen****JAR 25.1450 Chemical oxygen generators****JAR 25.1453 Protection of oxygen equipment from rupture**

3.4 Andere Regelwerke

3.4.1 Betriebsvorschriften nach JAR - OPS 1

JAR - OPS 1.001 Applicability

(a) JAR - OPS Part 1 prescribes requirements applicable to the operation of any civil aeroplane for the purpose of commercial air transportation by any operator whose principal place of business is in police services.

(b) The requirements in JAR-OPS Part 1 are applicable:

- (1) For operators of aeroplanes over 10 tonnes Maximum Take-Off Mass or a maximum approved below this discriminant, no later than 1 April 1998 unless otherwise indicated.
- (2) For operators of all other aeroplanes, no later than 1 April 1999 unless otherwise indicated.

4. *Technische Vorgaben*

Nachfolgend wird immer auf den **heutzutage gültigen Standard** von Verkehrsflugzeugen Bezug genommen!

4.1 Rumpfschale

☐ orthogonal ausgesteifte metallische (Al-Legierungen) Schale

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none">“ trägt die Massenlasten“ überträgt die Leitwerkskräfte“ erträgt den Differenzdruck | <ul style="list-style-type: none">“ besteht aus<ul style="list-style-type: none">• Haut• Stringer (Aussteifungen in Längsrichtung)• Spante (Aussteifungen in Umfangsrichtung)• Fußboden-Querträger (eventuell mit zusätzlichen Stützen)• Fußboden-Längsträger• Frachtraumfußboden |
|--|---|
-
- | |
|--|
| <ul style="list-style-type: none">“ muss Ausschnitte ertragen können<ul style="list-style-type: none">• Fenster• Notausstiege• Frachttore• Türen• Gepäckklappen |
|--|

Zwischen der metallischen Struktur und den eigentlichen Kabinenelementen sind zu integrieren ...

• **thermische Isolierung**

- wirksam, aber dünn und leicht
- nicht brennbar, zumindest schwer entflammbar
- Kondenswasser !

• **Schallisolierung**

- wirksam, aber leicht (physikalisch fast unmöglich!)

• **elektrische Systeme (nicht nur für die Kabinenelektronik)**

- kompakte Kabelbündel
- eindeutige optische Kennzeichnung (aufwendige Symbolik!)
- Trennstellen, Abzweige, Kontrollmöglichkeiten
- sichere Befestigung (Scheuerstellen!)
- elektromagnetische Verträglichkeit
- für primäre Systeme 3 räumlich weit auseinanderliegende Wege

• **hydraulische Systeme**

- Entsprechendes wie zuvor!
- Folgen von möglichen Leckagen konstruktiv abmindern
- Hydraulikflüssigkeit von Flugzeugen (Skydrol) ist sehr aggressiv!

- “ **Rohre für Klima und Belüftung**

- Querschnitte für erforderlichen Durchsatz ...
 - groß: → geringe Strömungsgeschwindigkeit, leise, aber hoher Platzbedarf
 - klein: → hohe Strömungsgeschwindigkeit, laut, aber geringer Platzbedarf

- “ **Sauerstoffnotversorgung**

- **im Unterflurbereich zusätzlich**

- “ **Wasser, Abwasser**

- Leitungen zu variablen Positionen von Küchen und Toiletten
- sichere Befestigung, mögliche Leckagen konstruktiv berücksichtigen
- Wärmeisolierung (Frostschutz)

- “ **Feuerschutz**

- Feuer- / Rauchdetektoren
- automatische Feuerlöscher

Dann erst folgt als optisch auffälliges Kabinen-Element die ...

- “ **Innenverkleidung der Rumpfschale**

- leicht, aber formstabil → Sandwichplatten
- zusätzliche Isolationswirkung (thermisch und Schall)
- einfach und schnell zu montieren und demontieren
- optisch ansprechend

4.2 Sitze, Sitzschienen

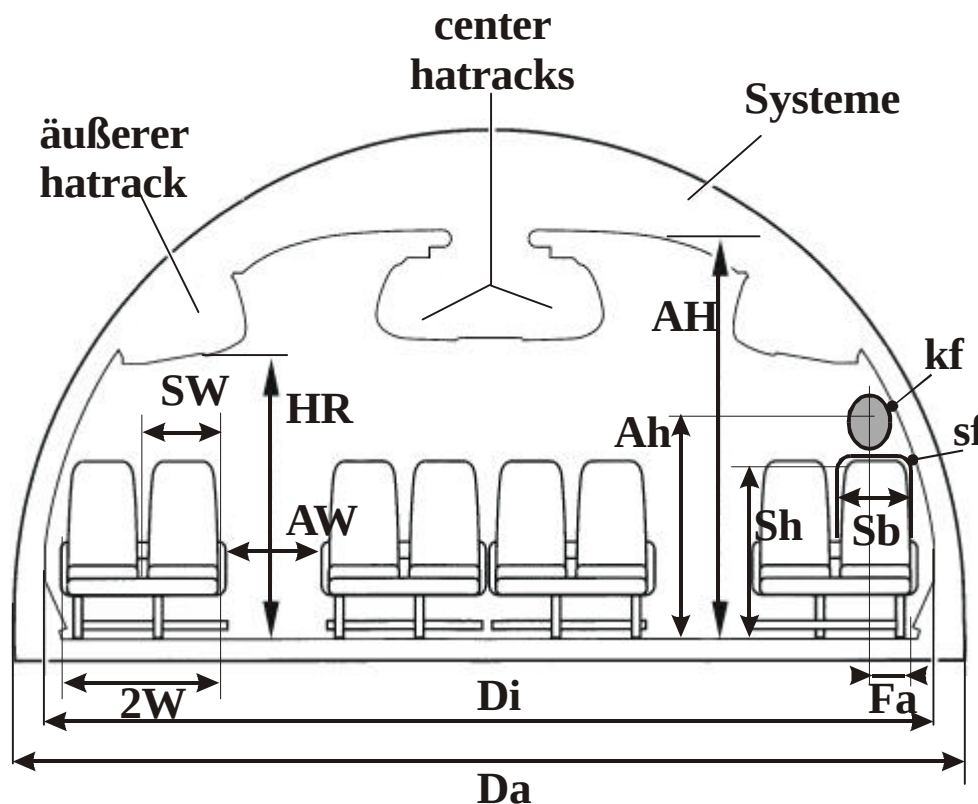
Die Sitze sind für den Passagier subjektiv ein ganz wesentliches Kabinenelement!

- „ direkter Kontakt zu Flugzeug
- „ persönlicher Bereich
- „ lange Verweilzeit

Folgende Abmessungen sind am gängigen Standard orientiert. Der gesetzliche Mindestwert für die Gangbreite (20 inch) wird fast immer übertroffen!

„ Abmessungen des Kabinen-Querschnitts

Legende



Da	≡ R-Durchmesser außen	outer fuselage diameter
Di	≡ R-Durchmesser innen	inner fuselage diameter
HR	≡ Kopfhöhe	headroom
AH	≡ Ganghöhe	aisle height
AW	≡ Gangbreite	aisle width
SW	≡ Sitzbreite	seat width
2W	≡ Breite 2er Bank	
Ah	≡ Augenhöhe	
Sh	≡ Schulterhöhe	
Fa	≡ Fußabstand	
sf	≡ Schulterfreiheit	
kf	≡ Kopffreiheit	

□ Querschnittsangaben

„ Lage der Fußbodenquerträger:

- so, dass optimale Schulterbreite erreicht wird!

⇒ geringfügig unter dem Mittelpunkt (Mittelwert: 0.6 m)

„ Rumpfdurchmesser (aus statistischer Betrachtung):

- $d_a = 1.045 \cdot d_i + 0.084$ in [m] (nach MARCKWARDT <1>)

„ weitere Angaben:

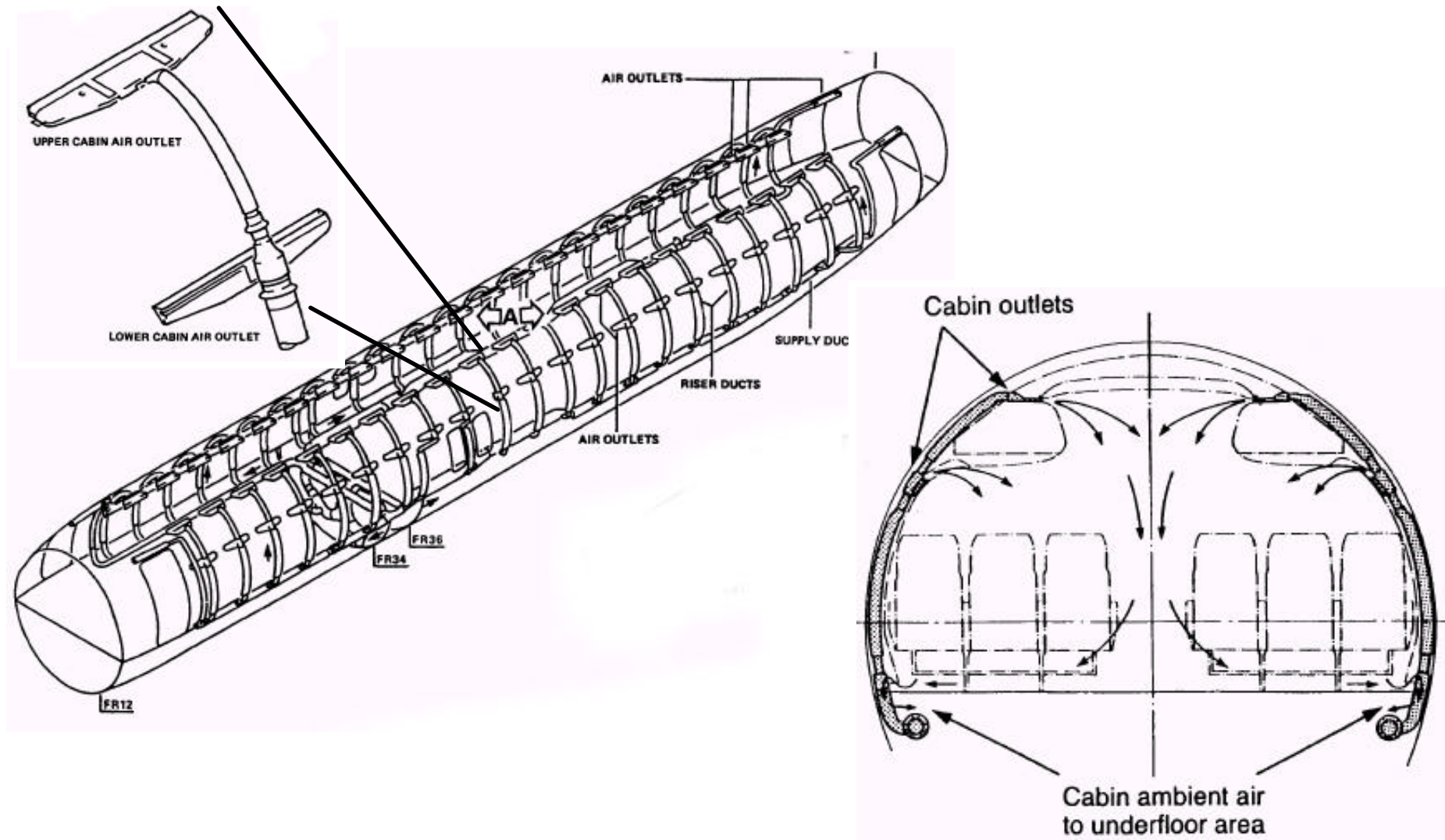
Abmessungen			Einheit	First class	Economy	High density ^{*1)}
SP	≡	Sitzabstand	seat pitch	38 - 40	34 - 36	30 - 32
SW	≡	Sitzbreite	seat width	20 - 28	17 - 22	16 - 18
HR	≡	Kopfhöhe	headroom	> 65	> 65	-
AW	≡	Gangbreite	aisle width	20 - 28	18 - 20	≥ 12
AH	≡	Ganghöhe	aisle height	> 76	> 76	> 60
2W	≡	Breite 2er Bank		48 - 53	48 - 50	40

Ah	≡	Augenhöhe		1.19
Sh	≡	Schulterhöhe		0.89
Fa	≡	Fußabstand	[m]	0.16
sf	≡	Schulterfreiheit		0.04
kf	≡	Kopffreiheit		0.06

Quellen: RAYMER <2>
SCHMITT <3>

4.3 Klimaanlage, Belüftung

Bei der Kabinenauslegung sind der Raumbedarf und die technischen sowie physikalischen Zusammenhänge zu berücksichtigen!



❑ Anforderungen an die Belüftung

- “ **zugfrei bei einem ausreichenden Durchsatz**
 - große Querschnitte und Aus- sowie Eintrittsöffnungen
 - geringe Strömungsgeschwindigkeit, aber trotzdem ...
- “ **individuelle Frischluftduschen**
 - erfordern höhere Strömungsgeschwindigkeit
- “ **genauestens temperierbar**
 - wärmer: → die Passagiere werden müde und friedlich (Schlafenszeit)
 - kälter: → Aufwecken der Passagiere (z.B. für das Essen)
 - bei hoher Passagierzahl:
 - möglichst unterschiedlich für verschiedene Kabinenbereiche
- “ **sparsam im Energieverbrauch**
 - Umlufttechnik mit einem Mindestanteil an Frischluftzufuhr
 - gute Filtertechnik

4.4 Elektrische Systeme

Ebenso sind im Rumpf sehr viele elektrischen Systeme unterzubringen:

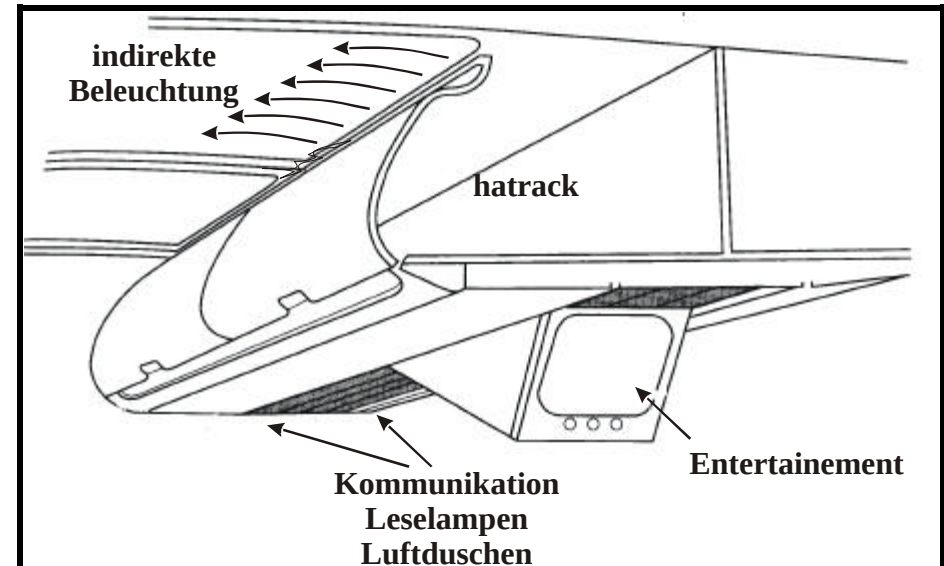
❑ Nicht-Kabinensysteme

“ Flugsteuerung “ Cockpitsysteme	“ APU-Regelung “ Fahrwerksansteuerung
---	--

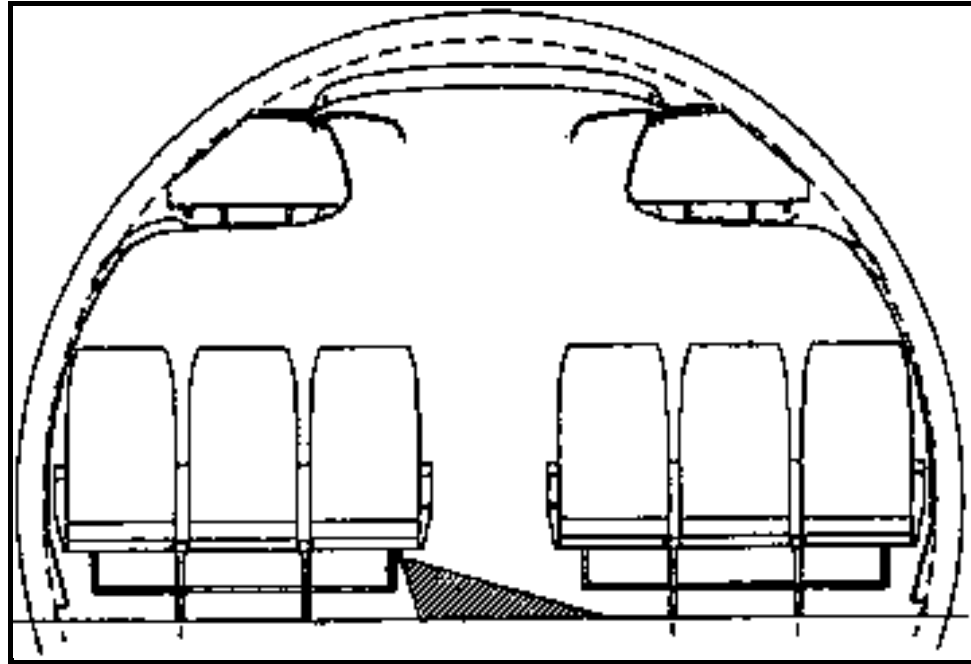
❑ Kabinensysteme

“ Kommunikationssysteme “ Licht	“ Multimedia “ Unterhaltungselektronik
--	---

“ Modernes Kommunikationspanel und Passagier-Interface



„ Gangbeleuchtung



4.5 Küchen / Galleys

□ Aufgaben

„ Stauraum für Speisen und Getränke

- fertig portionierte Speisen
- Servierwagen / Trolleys als Stauraum
- optional Trolleycontainer im Unterflurraum
- Getränke in Flaschen (schwer!), Dosen, Kartons

„ Erhitzen

- elektrisch (Heizdrähte)
- elektrisch (induktiv)

„ Kühlen

- elektrisch (zentral)
- elektrisch (dezentral)

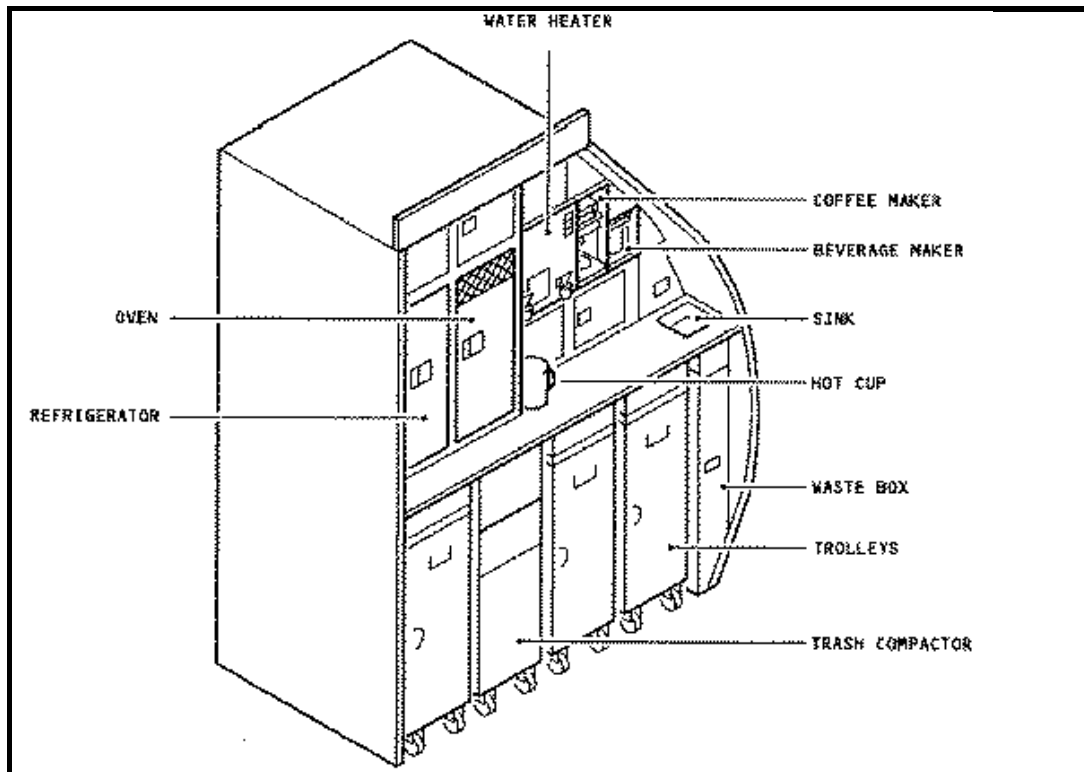
„ Geschirr

- heutzutage kein Einweggeschirr mehr
- Platzbedarf, Gewicht

„ Abfall

- zusätzlicher Platzbedarf
- verringert durch → Abfallpresse

„ typische Galley



- Galleys sind sehr schwer und brauchen zudem besondere Anschlüsse.
- Dies verlangt eine besondere Verstärkung der Fußbodenstruktur
- Sie können **nicht beliebig** in allen Bereichen eines Flugzeuges positioniert werden!

4.6 Lavatories

☐ Aufgaben

- „ für die natürlichen Dinge des Lebens

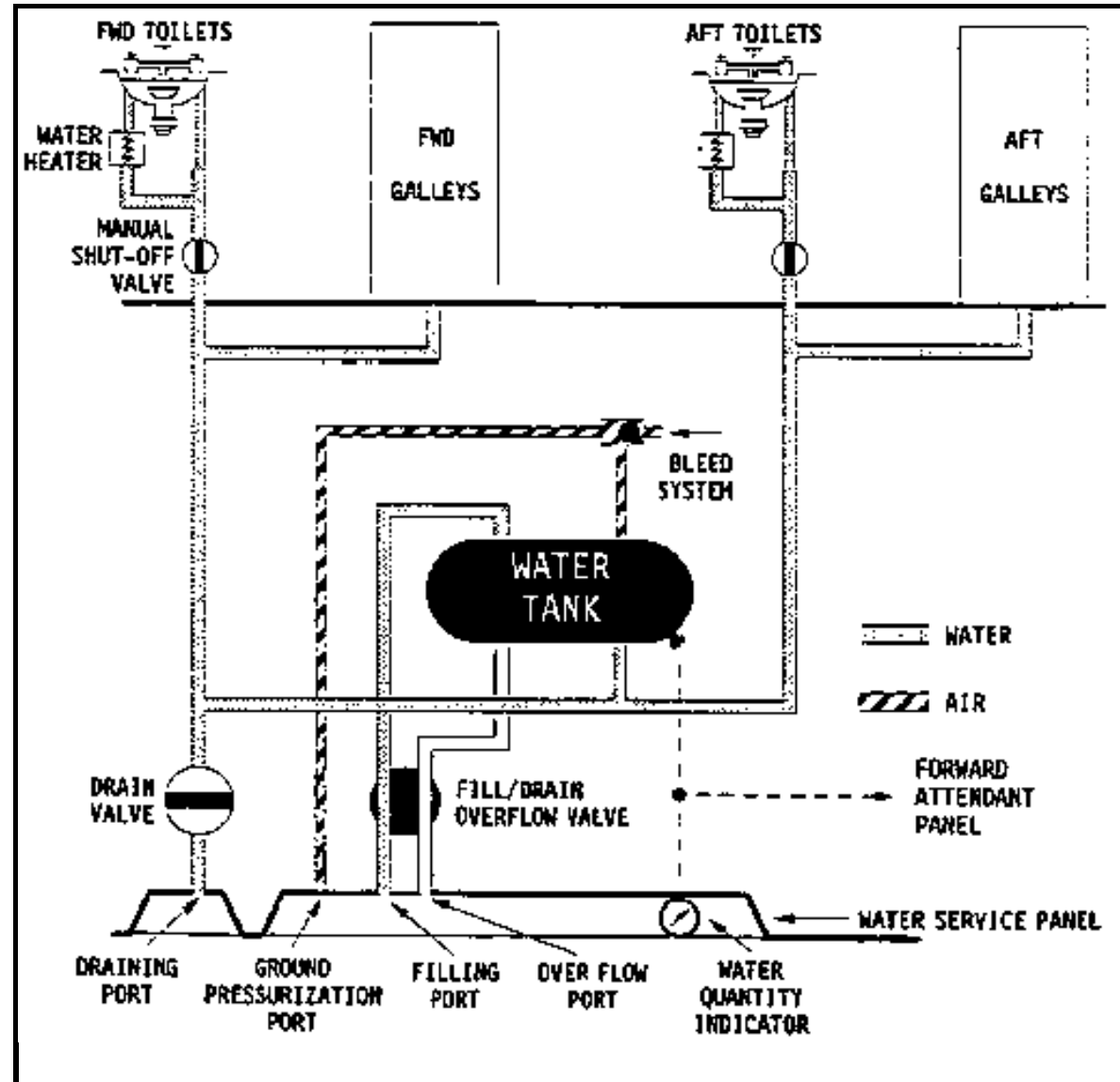
☐ Besonderheiten

- „ alle üblichen Systeme müssen vorhanden sein
 - Kommunikation
 - Belüftung
 - Licht
 - Sauerstoffnotversorgung
- „ ein unbeobachteter Raum, daher ..
 - extra Feuer- / Rauchüberwachung
- „ spezielle Anschlüsse
 - auch Toiletten können nicht an jeder beliebigen Position stehen

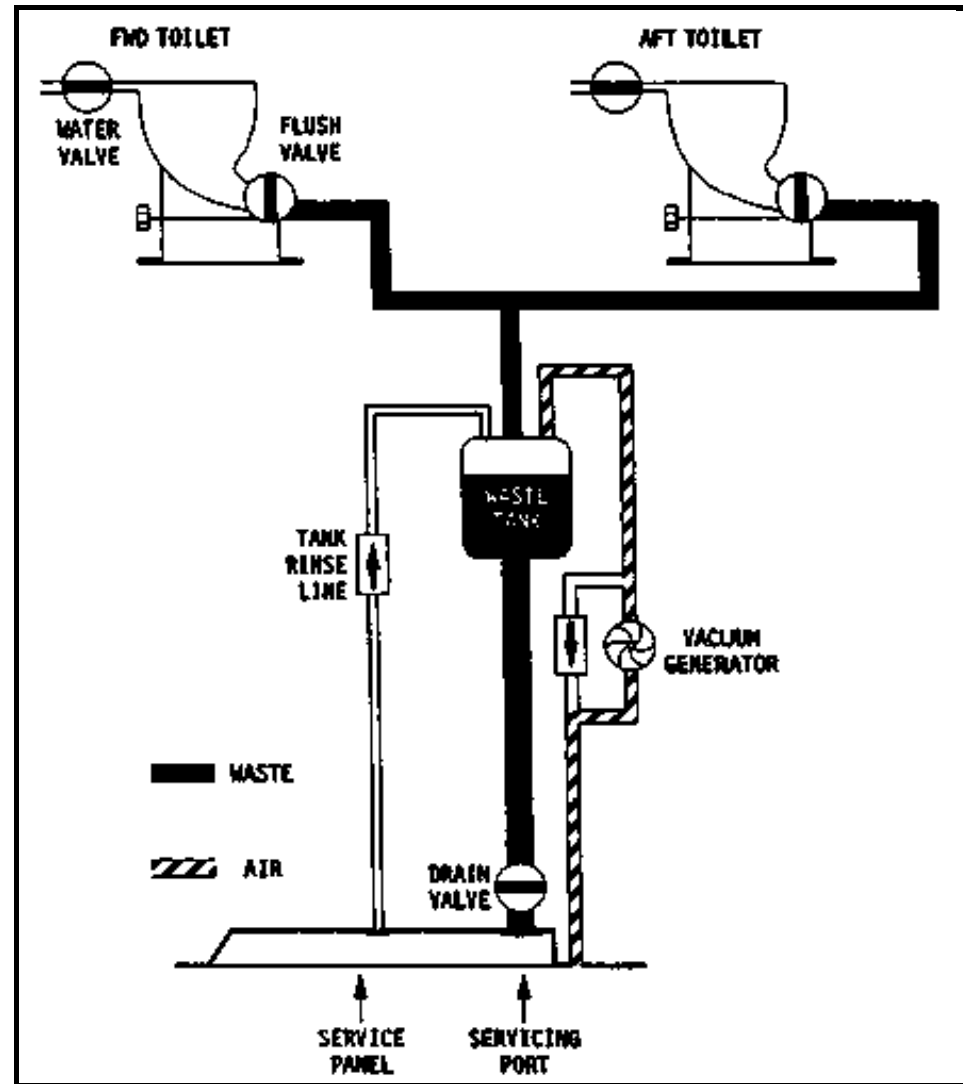
4.7 Wasser, Abwasser

□ in Verbindung mit Toiletten und Küchen

„ Frischwasserzufuhr



.. Abwasser



.. Wasser ist schwer!

- gutes Wassermanagement für geringen Wasserbedarf!

4.8 Türen, Tore

Struktur- oder Kabinenelement ??

□ Anforderungen

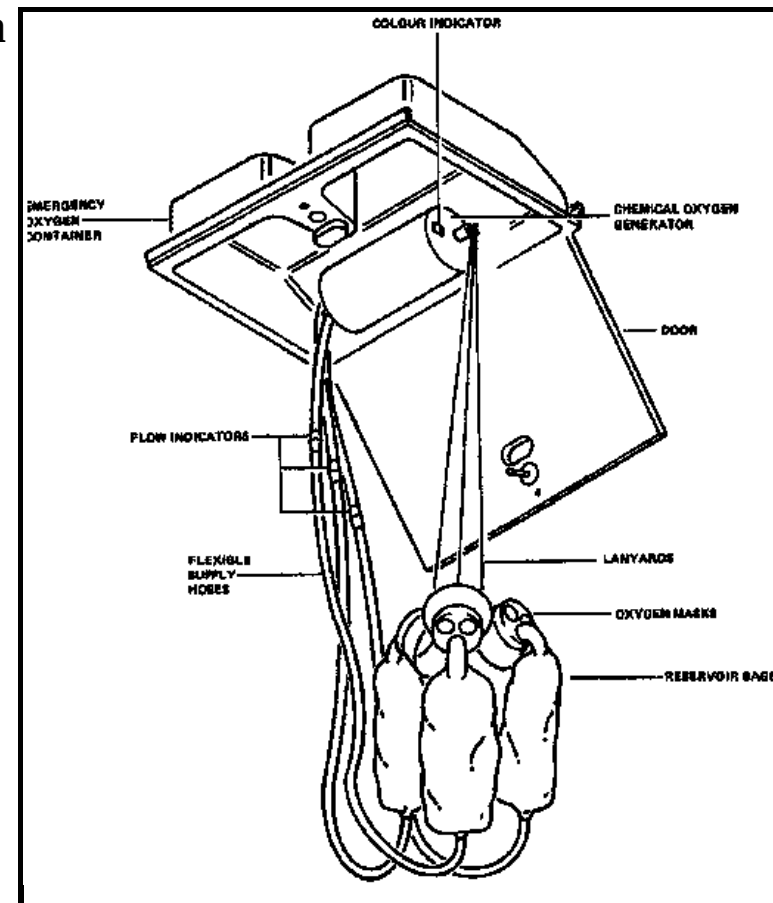
- “ **zuverlässig dicht (Differenzdruck!)**
- “ **logischer und leicht verständlicher Bedienmechanismus**
- “ **einfach zu öffnen unter allen Bedingungen**
 - Schräglage des Flugzeuges bei Notlandung
 - starker Winddruck
- “ **nicht zu öffnen solange ein minimaler Differenzdruck überschritten ist**
- “ **elektrische Zustandsanzeige im Cockpit**
- “ **visuelle Zustandsanzeige auf mechanischer Basis**

⇒ ein sehr komplexes Gebilde!

4.9 Sicherheitseinrichtungen

❑ Sauerstoff-Notversorgung

- “ **bei Bedarf automatische Bereitstellung für die Passagiere**
 - bei plötzlichem Druckabfall in der Kabine
 - die Masken müssen für die Passagiere dann leicht zu ergreifen sein
- “ **aktivierte Sauerstoffmasken**



☐ **Feuer**

- “ **Feuer- / Rauchmelder**
 - in nicht überwachten Räumen
- “ **Feuerlöscher**
 - Handfeuerlöscher an gut zugänglichen Stellen, gut gesichert
 - automatische Feuerlöscheinrichtungen an unzugänglichen Stellen
 - in Abhängigkeit der wahrscheinlichen Feuergefährdung

☐ **Schwimmweste**

- “ **zumeist unter dem Sitz angebracht**
 - erhebliche Gefährdung durch Diebstahl!

☐ **Notrutschen**

- “ **aus aufgeblasenem Schlauchsystem gebildet**
- “ **Integration**
 - in den Türen
 - unter dem Türrahmen
- “ **Aktivierung**
 - 1. durch Crew-Mitglied (Feststellung eines entsprechenden Notfalles)
 - 2. automatisch nach entsprechendem Öffnungsablauf der Tür

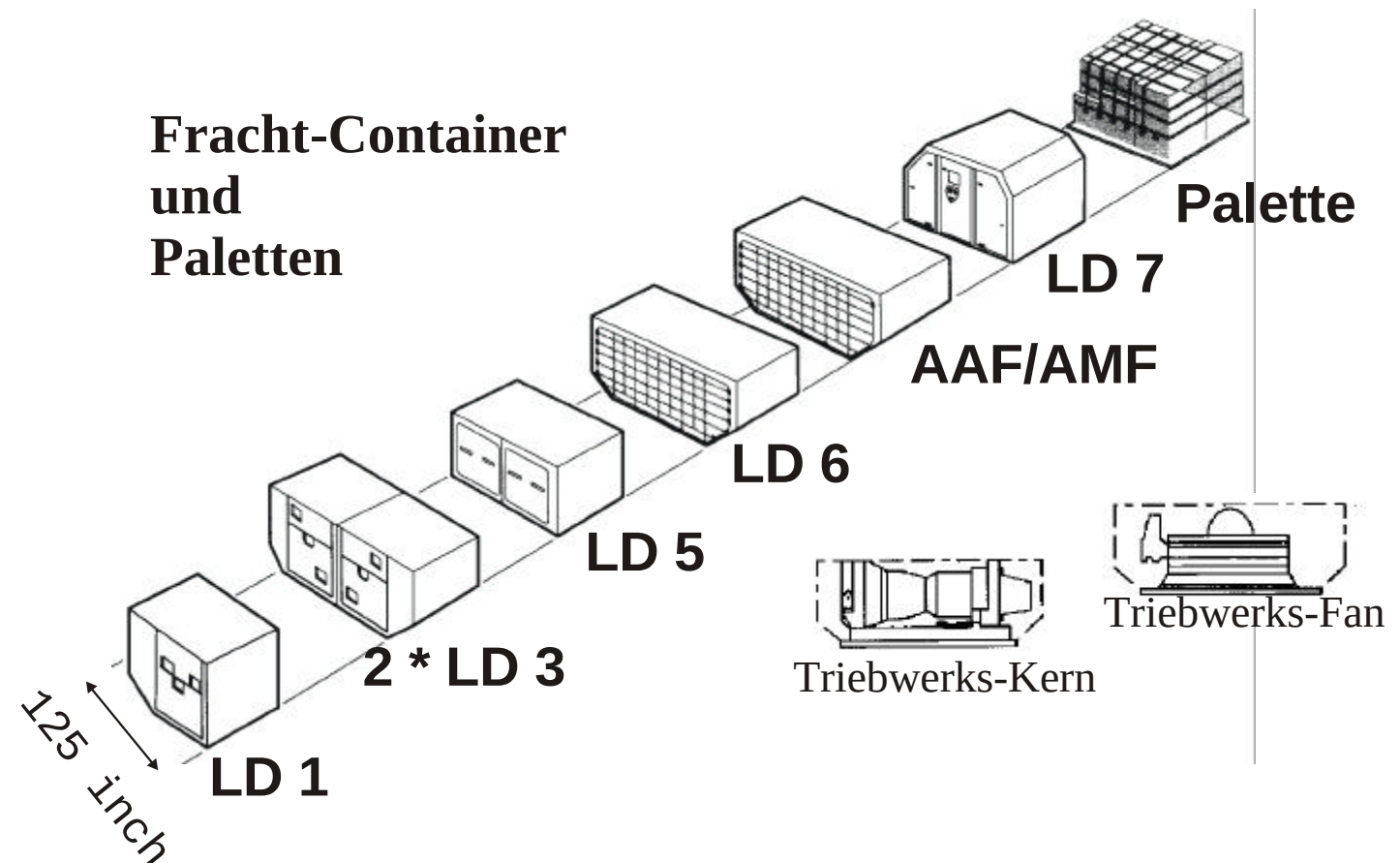
4.10 Frachtbehälter

Die Beförderung von Fracht sollte möglichst mit

- Container und
- Paletten

erfolgen, um schnelles und sicheres Be- und Entladen zu gewährleisten!

.. Überblick:



.. **weitere Daten:**

• Volumen und Eigenmasse

Typ	Nutzvolumen	Leermasse
LD 1	4.9	75
LD 3	4.5	70
LD 5	6.9	180
LD 9	9.9	200
	[m ³]	[kg]

• Abmessungen von Paletten

in [m] * [m]	in [inch] * [inch]
2.24 * 1.38	88 * 54
2.24 * 2.75	88 * 108
2.24 * 3.18	88 * 125
2.44 * 3.18	96 * 125

.. **Verladung und Befestigung**

- Eingangsbereiche mit "Kugel-Matten"
- Rollen-Schienen
- Verriegelung an vordefinierten Rasterpositionen

5. *Kabinenauslegung*

5.1 Rumpfabmessungen

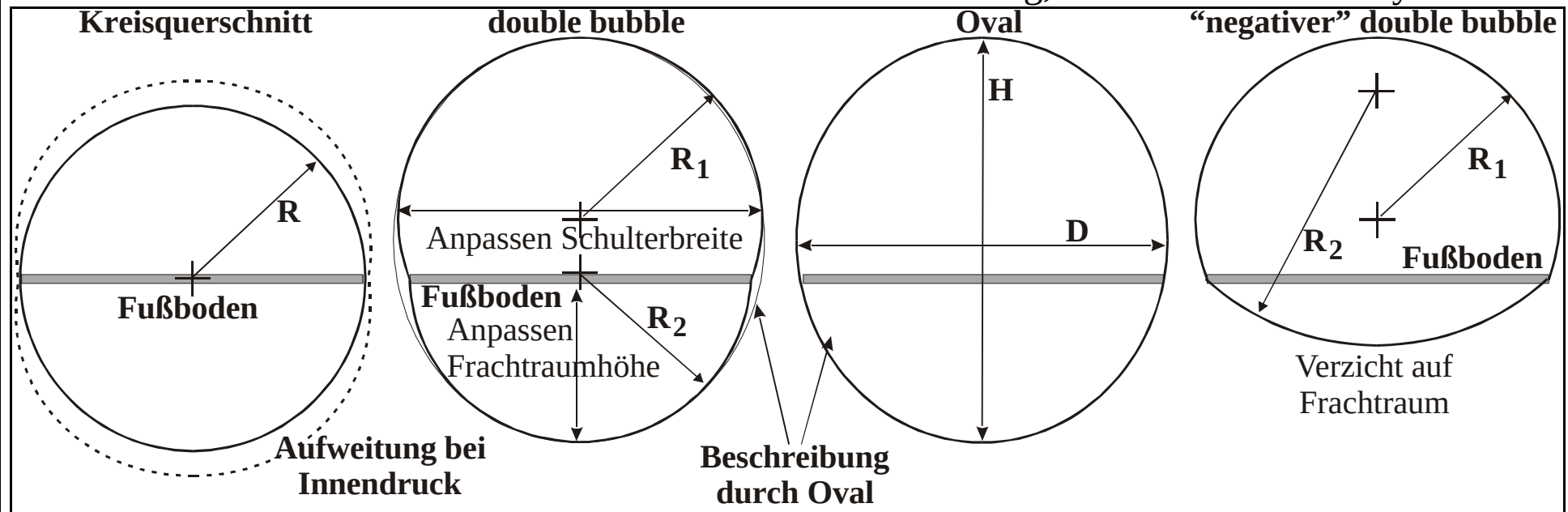
5.1.1 Technische Vorgaben

❑ konstanter Querschnitt

- “ für kostengünstige Fertigung
- “ für Längenvariation bei Modell-Derivaten

❑ strukturmechanische Vorgabe

- “ (nahezu) Kreisquerschnitt
 - Beanspruchung durch Differenzdruck
 - Alternativen: "Double Bubble", ovaler Querschnitt
 - Ausnahmen: rechteckig, wenn keine Druckbelüftung, aber schlechte Aerodynamik



❑ aerodynamische Vorgaben für geringsten Widerstand

- kreisförmiger/ovaler Querschnitt

- **Definition**

- effektiver Rumpfdurchmesser : $D_{\text{eff}} = \sqrt{D \cdot H}$

- **[tropfenförmig ® Widerspruch, s.o.]**

- **Verhältnis Rumpflänge/Rumpfdurchmesser für Widerstandminimum**

- Rumpf alleine: 6
 - Rumpf als Leitwerksträger: 8

kurzer Rumpf (Hebelarm): große Leitwerksflächen erforderlich, hoher Leitwerkswiderstand, kleiner Rumpfwiderstand

langer Rumpf (Hebelarm): kleine Leitwerksflächen erforderlich, kleiner Leitwerkswiderstand, großer Rumpfwiderstand

Optimales Verhältnis für Gesamtwiderstand ROSKAM <4>: $\frac{l_F}{d_F} = 8$

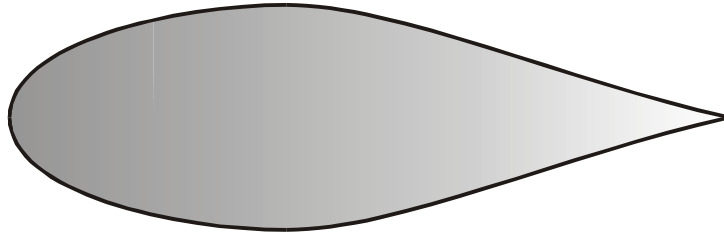
F: = fuselage, engl. für Rumpf

- **Schlankheitsgrad $SGR = D_F/L_F$ (theor. Optimum 0.125)**

- Diese Angabe bezieht sich auf die gesamte Rumpflänge.
 - Für die Kabinenkapazität ist der konische Anteil von Bug und Heck entsprechend zu berücksichtigen!

„ Prinzipielle Gestaltung der Rumpfoberfläche

ideale Tropfenform



realistische Rumpfform

aerodynamisch
geformte Bugsektion

mittlere Sektion mit fertigungsgerechtem, konstantem Querschnitt

aerodynamisch
geformte Hecksektion

1

1

2

3

4

5

6

7

8

„ Vorteile

- standardisierte Fertigung für große Bereiche des Rumpfes
- einfache Anpassung an erforderliche Passagierkapazität durch Längenvariation der mittleren Sektion

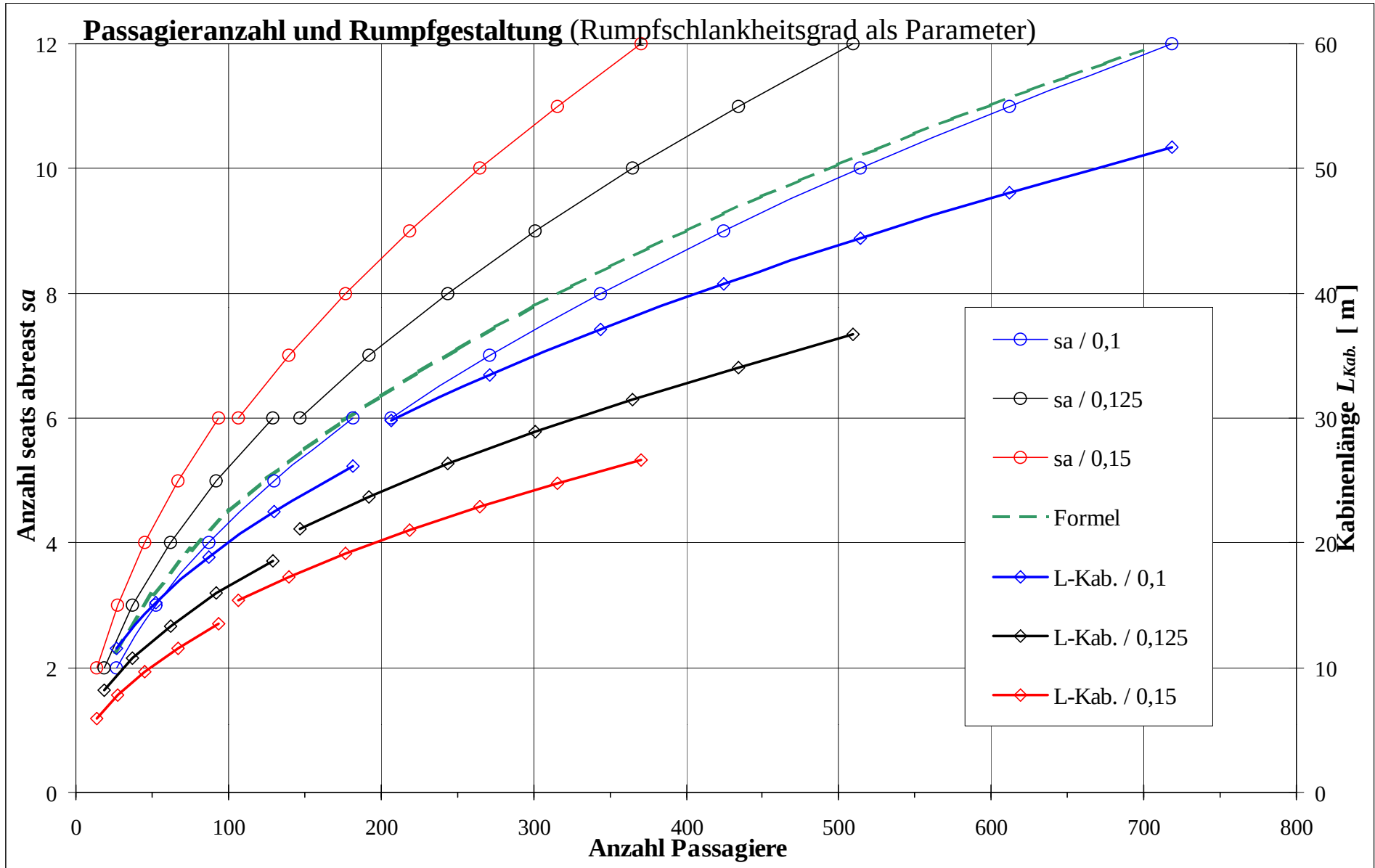
5.1.2 Abschätzung von Querschnitt und Rumpflänge

„ grobe Abschätzung für eine Einklassen-Auslegung

- Gangbreite 20 inch (ges. Minimum)
- Sitzbreite 20 inch als Mittelwert
- Sitzabstand 34 inch als Mittelwert

Anzahl Sitze pro Reihe	n_{SA}	SA := seats abreast
Sitzbreite	sw	
Sitzabstand	sp	p := pitch
Anzahl Längsgänge	m_A	
Gangbreite	aw	
Passagierzahl	n_{PAX}	
Schlankheitsgrad Rumpf	SGR	
Rumpfdurchmesser	$D_i = n_{SA} \cdot sw + m_A \cdot aw$	
Rumpfdurchmesser	$D_F = 1.045 \cdot D_i + 0.084$	[m]
Kabinenlänge	$L_{Kabine} = \left(\frac{1}{SGR} - 3.12 \right) \cdot D_F$	
resultierende Passagierzahl	$n_{PAX} = \frac{L_{Kabine}}{sp} \cdot n_{SA}$	
theoretische Formel	$n_{SA} = 0.45 \cdot \sqrt{n_{PAX}}$	

Graphische Darstellung



5.2 Rumpfquerschnitte und Sitzanordnung

„ bei realistischen Vorgaben

5.2.1 Typische Abmessungen und Abstand der Sitzreihen

- vergl. Technik-7

Abmessungen			Einheit	First class	Economy	High density ^{*1)}
SP	≡	Sitzabstand	seat pitch	38 - 40	34 - 36	30 - 32
SW	≡	Sitzbreite	seat width	20 - 28	17 - 22	16 - 18
HR	≡	Kopfhöhe	headroom	> 65	> 65	-
AW	≡	Gangbreite	aisle width	20 - 28	18 - 20	≥ 12
AH	≡	Ganghöhe	aisle height	> 76	> 76	> 60
2W	≡	Breite 2er Bank		48 - 53	48 - 50	40

Ah	≡	Augenhöhe		1.19
Sh	≡	Schulterhöhe		0.89
Fa	≡	Fußabstand	[m]	0.16
sf	≡	Schulterfreiheit		0.04
kf	≡	Kopffreiheit		0.06

Quellen: RAYMER <2>
SCHMITT <3>

5.2.2 Aufteilung in Klassen

der unterschiedlichen finanziellen Möglichkeiten

- **Typische 3-Klassenauslegung**

- First Class 8 %
- Business Class 18 %
- Economy Class 74 %

⇒ Das Puzzlespiel wird gleich um einiges komplizierter!
Üblicherweise erfolgt eine

- **Trennung der einzelnen Klassen durch**

- Trennwände und Vorhänge

- **wichtige, erschwerende Randbedingung:**

- Anzahl der Sitze pro Klasse ist variabel zu halten:

⇒ Sowohl Sitze, als auch Trennwände müssen einfach und schnell anders angeordnet werden können.

Extrembeispiel: Durch einen ausgeklügelten Faltmechanismus kann eine 2er-Bank in eine 3er und zurück verwandelt werden, je nach Bedarf
(Verbreitungsgrad unbekannt!)

5.2.3 Berücksichtigung von weiteren Aufwendungen in der Kabine

In Abhängigkeit von Flugstrecke und Klasse ist ein entsprechender Aufwand zu

das Fliegen auch möglichst angenehm zu machen, denn man will sie als Kunden behalten. Dies gilt für die ...

- ☐ **Anzahl Flugbegleiter**
- ☐ **Größe und Anzahl Galleys**
- ☐ **Größe und Anzahl Lavatories**

Allerdings wird dadurch auch noch einmal die Anzahl der Passagiere reduziert!

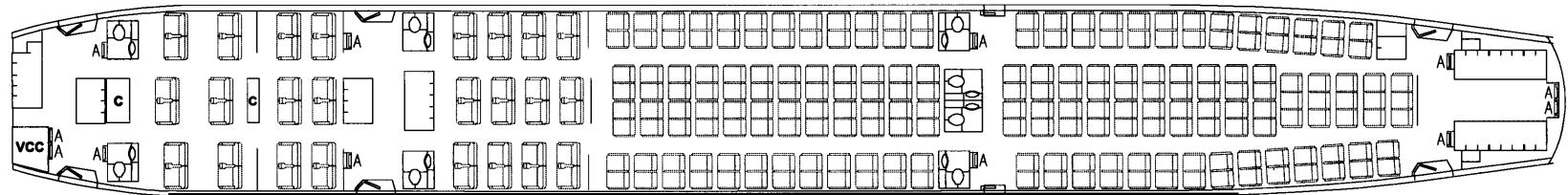
		Kurzstrecke SR ≤ 3000 nm	Mittelstreckestrecke 3000 nm < MR < 5500 nm		Langstrecke LR > 5500 nm		
		YC	FC	YC	FC	BC	YC
Sitze	Sitze in %	100	8 - 10	90 - 92	5 - 7	18 - 20	73 - 77
	Sitzabstand [inch]	32	40	32	60	38	32
	Sitzlehnenneigung [inch]	5	7.5	5	15	7	5
	Sitzbreite (2er Bank)	40	48	40	53	50	40
Kabinenpersonal pro Pax		1 / 45	1 / 8	1 / 35	1 / 8	1 / 20	1 / 35
Toiletten pro Pax		1 / 60	1 / 14	1 / 45	1 / 14	1 / 25	1 / 45
Galleyvolumen [Tabletts/Pax]		1.7	9	2.3	9	7	2.7

nach SCHMITT

- 8 Toiletten: 1 für die FC
2 für die BC
5 für die YC
 - 913 Tablett: 108 für die FC
252 für die BC
553 für die YC
- ⇒ 34 Trolleys mit je 26 Tablett
- ⇒ 6 Galleys mit je 4 - 8 Trolleys
(hier 6 Galleys unterschiedlicher Größe)

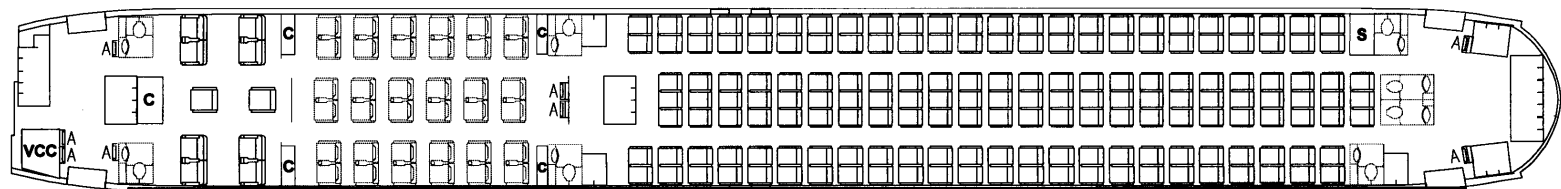
Das Ergebnis: Seatlayout mit einem direkten Vergleich zur Konkurrenz

A330-200



12 First + 36 Business + 205 Economy = 253 seats

767-300ER

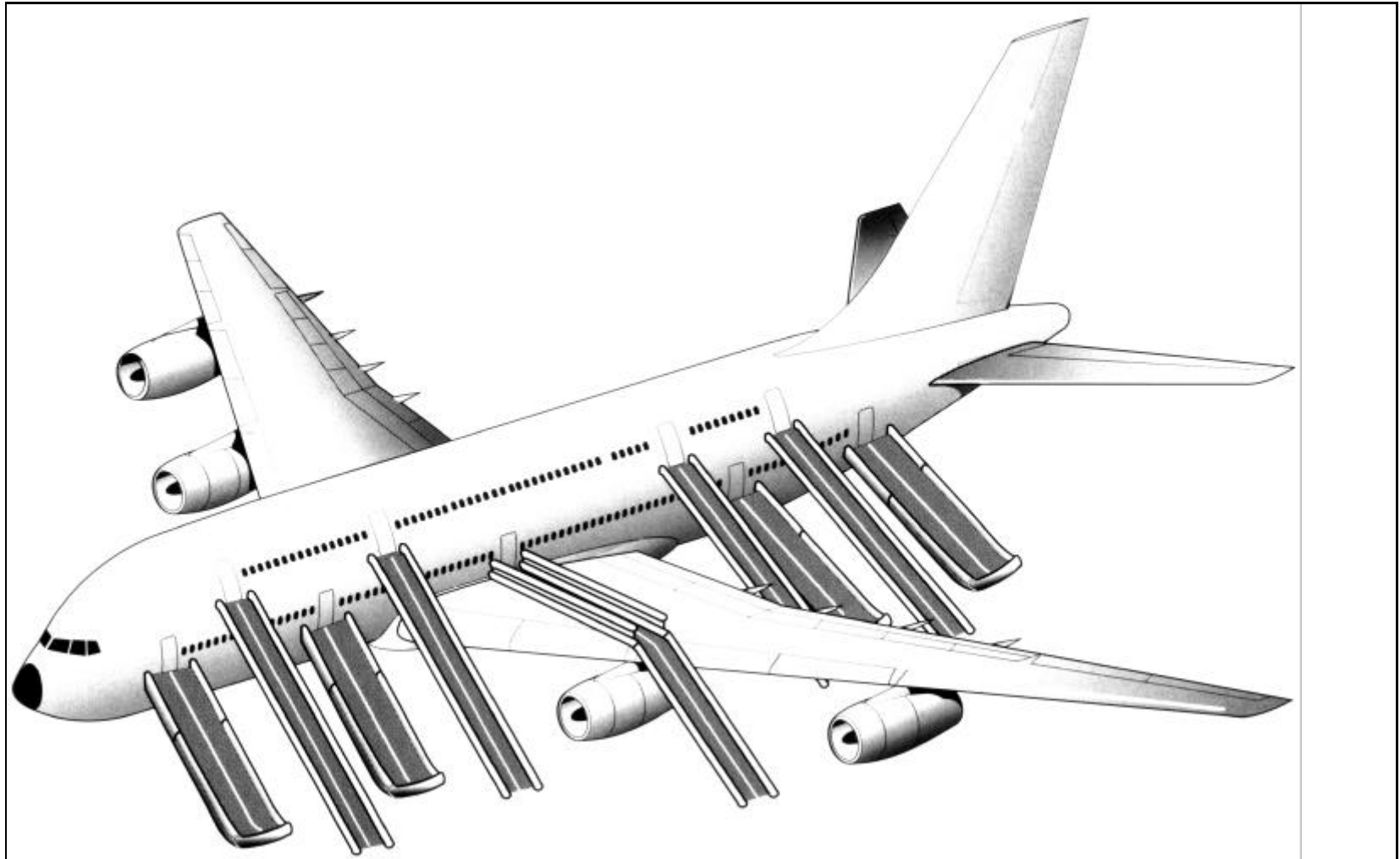


10 First + 36 Business + 168 Economy = 214 seats

5.2.4 Berücksichtigung der Evakuierungsanforderungen

Alle gefundenen Konzepte sind bezüglich der Evakuierungsanforderungen zu

„ Beispiel: Zahl und Anordnung der Notrutschen A380

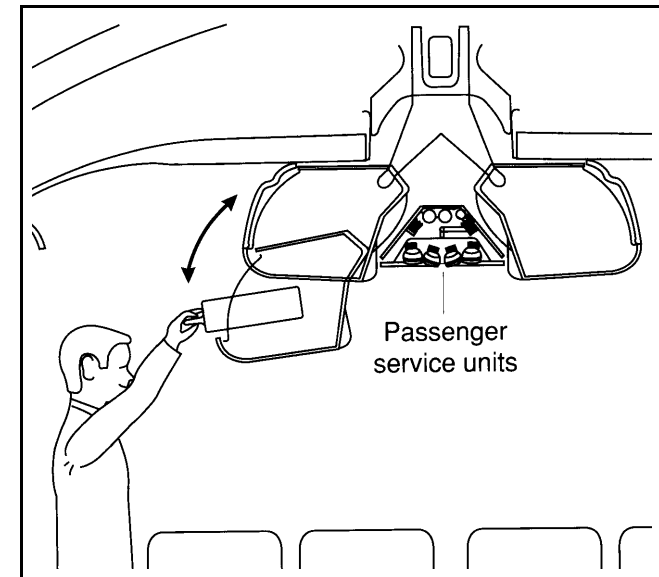
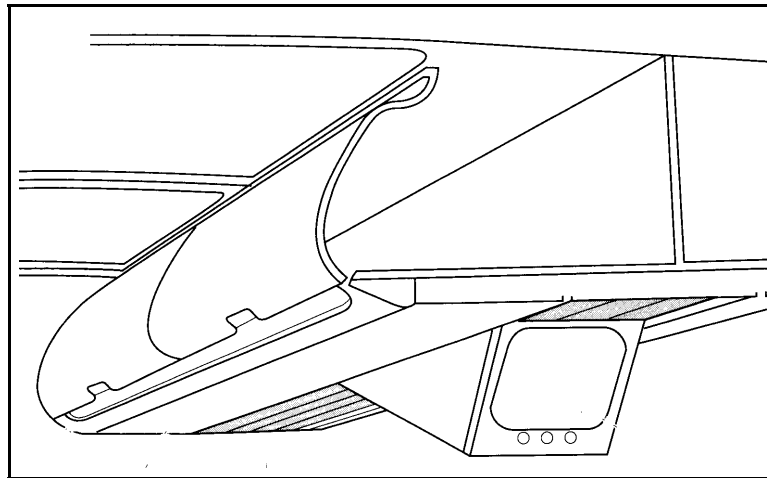


5.2.5 Hat-Racks und andere Stauräume

Für Handgepäck und Mäntel, Jacken o.ä. sind ebenfalls Stauräume erforderlich. In der First Class wird echter Garderobenstauraum angeboten, während in den übrigen Klassen der overhead stowage zum Einsatz kommt. Dieser ist besser bekannt als hat-rack, also Hutablage. Dennoch wird er sehr massiv beladen. Gängige Werte für die max. Beladung sind ca. 30 kg.

Verkaufsargument. Hier finden sehr viele Entwicklungsaktivitäten statt. In einer

“ Beispiel für festen und absenkbaren hat-rack



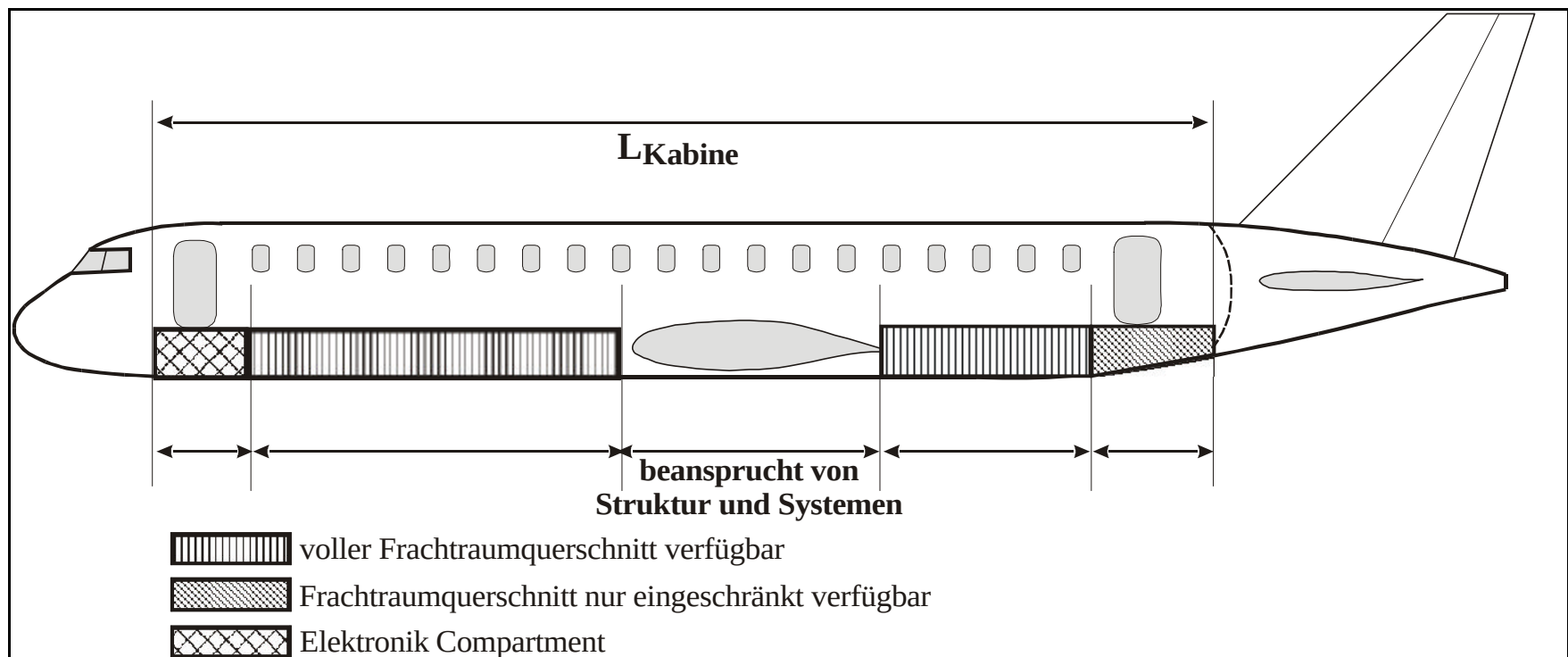
5.3 Fracht

Fracht müssen im Flugzeug untergebracht werden.

5.3.1 Frachtraumvolumen

Als Frachtraumvolumen steht typischerweise der Unterflurbereich zur Verfügung.

Kabine ab.



5.3.2 Benötigtes Gepäckvolumen

- **Masse pro Passagier (Mittelwert incl. Gepäck)**

- Kurzstrecke 93 kg
- Langstrecke 97 kg

- **Annahme Gepäckmasse pro Passagier für Gepäckraum: 20 kg**

- **Annahme Masse Handgepäck: 5 kg**

- **Bestimmung Gepäckvolumen pro Passagier**

- mittlere Dichte Gepäck: 170 kg/m³ TORENBEEK < >

⇒ erforderliches Gepäckvolumen: $VOL_{\text{Gepäck}} = \frac{25}{170} = 0.15 \text{ [m}^3\text{]}$

- **verfügbares Volumen für Handgepäck: 0.05 m³**
(für moderne Großraumflugzeuge!)

- **erforderliches Volumen im Gepäckraum: 0.10 m³**

□ Kontrolle am Beispiel A330-200

- **253 Passagiere:**

- 25.3 m³ Frachtraumbedarf
- verfügbar 26 LD3 Container mit je 4.5 m³ = 117 m³ (mehr als genug!)
- aktuelle payload 253 * 97 kg = 24 541 kg < max. payload = 45 000 kg

⇒ Zusätzliche, Kosten reduzierende Fracht kann mitgenommen werden!

❑ Problem:

“ **Frachtaufkommen häufig unterschiedlich vom Passagieraufkommen**

⇒ Zunehmend getrennter Einsatz von reinen Frachtflugzeugen!

“ **Was ist zu tun mit dem verfügbaren Freiraum?**

⇒ Verlagerung von Passagierdeckkapazitäten in den Frachtraum:

- Lagerung von Trolleys reduziert erforderliche Grundflächen für Küchen
- Lavatorys im Unterflurbereich
- Crew-rest Compartments im Unterflurbereich

5.3.3 Frachtcontainer

Be- und Entladen der Flugzeuge üblicherweise möglichst mit Containern. Nur im eingeschränkten Frachtraumbereichen dem ...

- Baggage Compartment
über Fließbänder und von Hand!

5.4 Turn-around Prozess

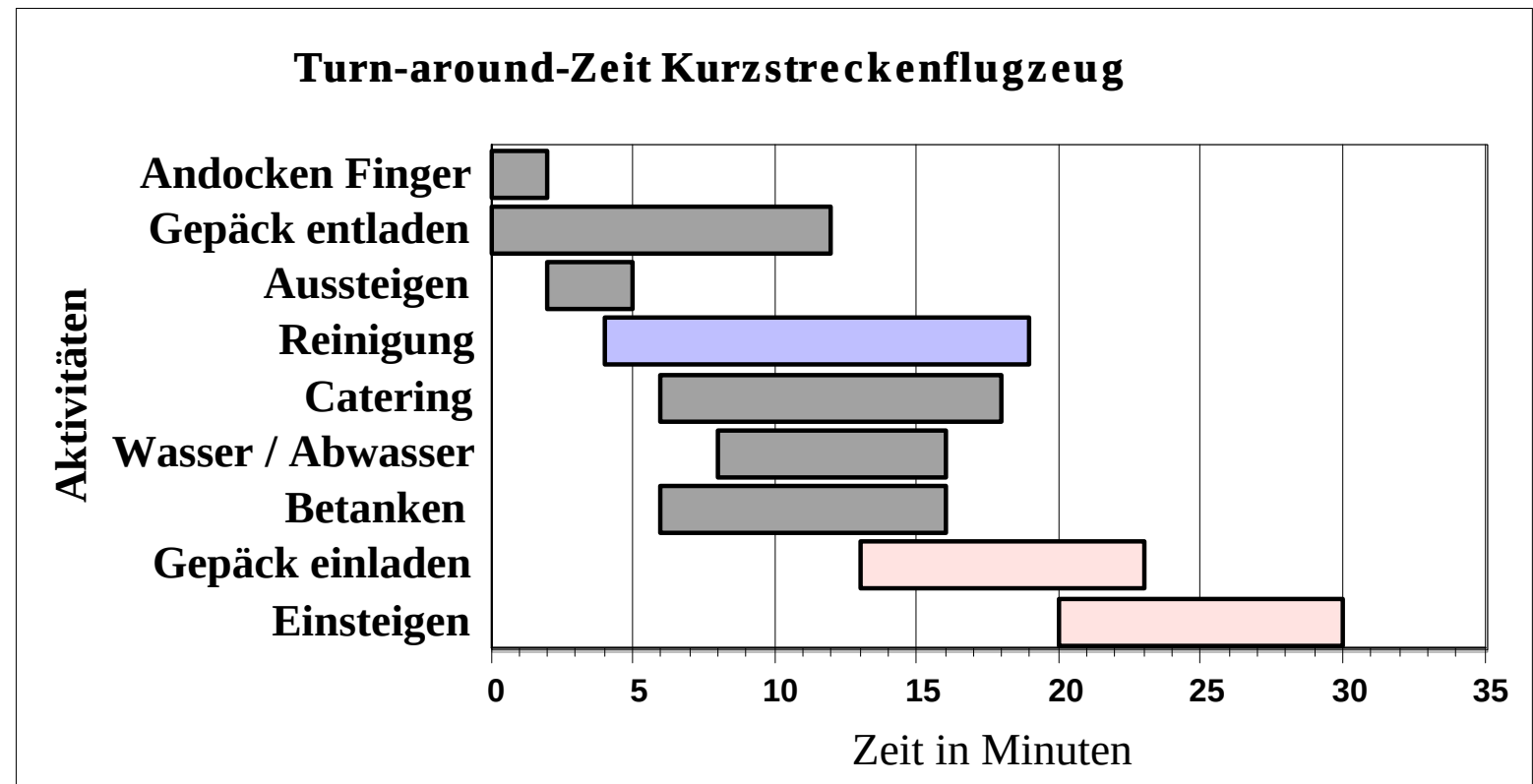
❑ Kostenaspekt: Standzeit am Boden

- “ Nur im Fluge verdient ein Flugzeug sein Geld!
- “ **Bodenzeiten sind unbedingt zu reduzieren**
 - Andocken an Finger (alternativ fahrbare Treppen)
 - Beginn Entladung Fracht
 - Aussteigen (disembarking)
 - **Reinigung (cleaning)**
 - Catering
 - **Einsteigen (boarding)**
 - Wasser / Abwasser
 - Treibstoff
 - Abdocken
 - Frachtbeladung fertig
 - Start der Maschinen

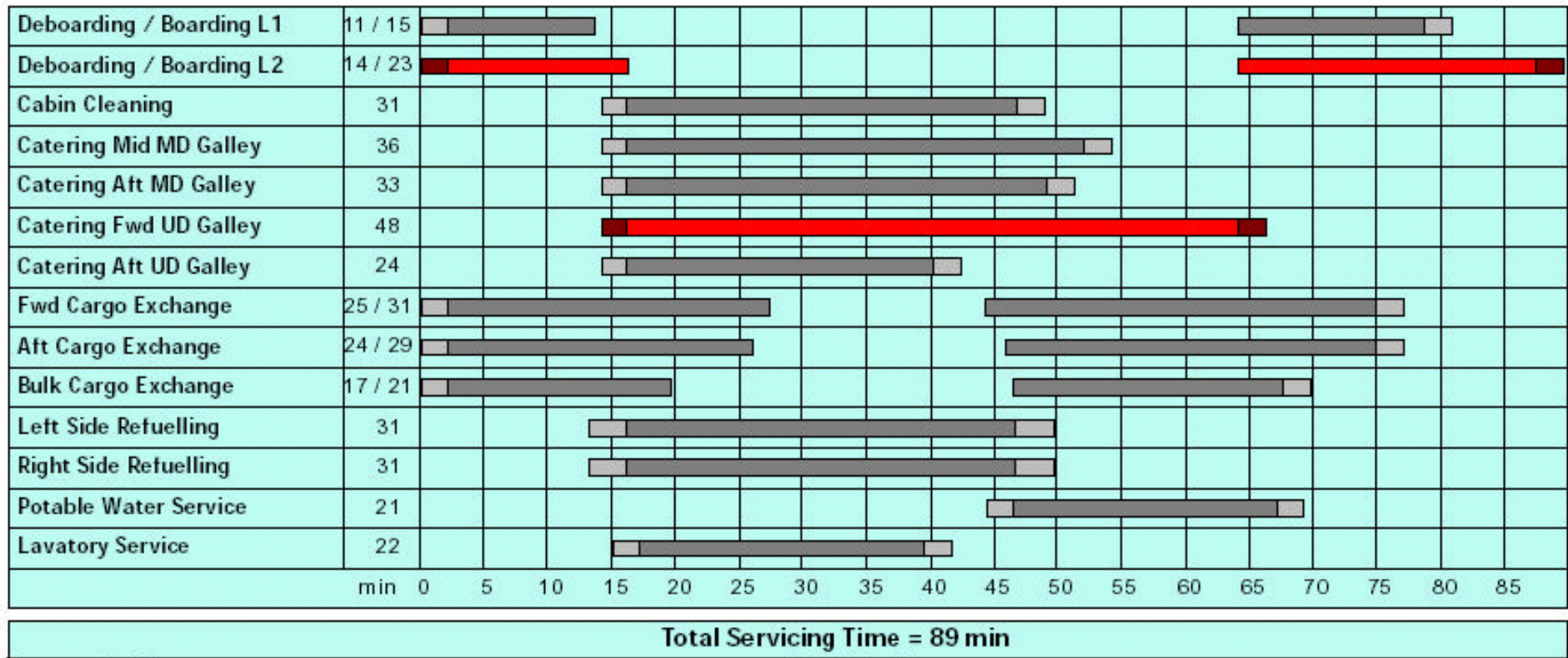
Die zeitkritischen Phasen sind **fett** hervorgehoben!

- “ **durch geschicktes Kabinenlayout günstig beeinflussen!**

Zeitplan für Kurzstreckenflugzeug



„ Zeitplan für Langstreckenflugzeug (nach AIRBUS)



□ Anpassung an Bodensysteme bzw. Anpassung der Bodensysteme

„ für eine effektive Abfertigung

- möglichst viele Zugangsmöglichkeiten
- möglichst unabhängig von einander
- keine kreuzenden Wege

5.5 Komfortaspekte

- “ **komfortsteigernde Maßnahmen**
 - Steigerung der Akzeptanz von Langstreckenflügen
 - Verbesserung der Konkurrenzfähigkeit
 - sinnvolle Nutzung der Unterflurbereiche
- “ **vielfältige Entwicklungs-Aktivitäten**

5.5.1 Multimedia

- “ **In-Flight-Entertainment**
 - Audio- / Videosysteme an jedem Platz
 - vielfältige, individuelle Programmauswahl
 - on-board camera
(Darstellung der aktuellen Flugsituation aus verschiedenen Blickwinkeln)
- “ **Internet-Anschluss**
- “ **Satelliten-Telefon**

5.5.2 Nutzung Unterflurbereiche

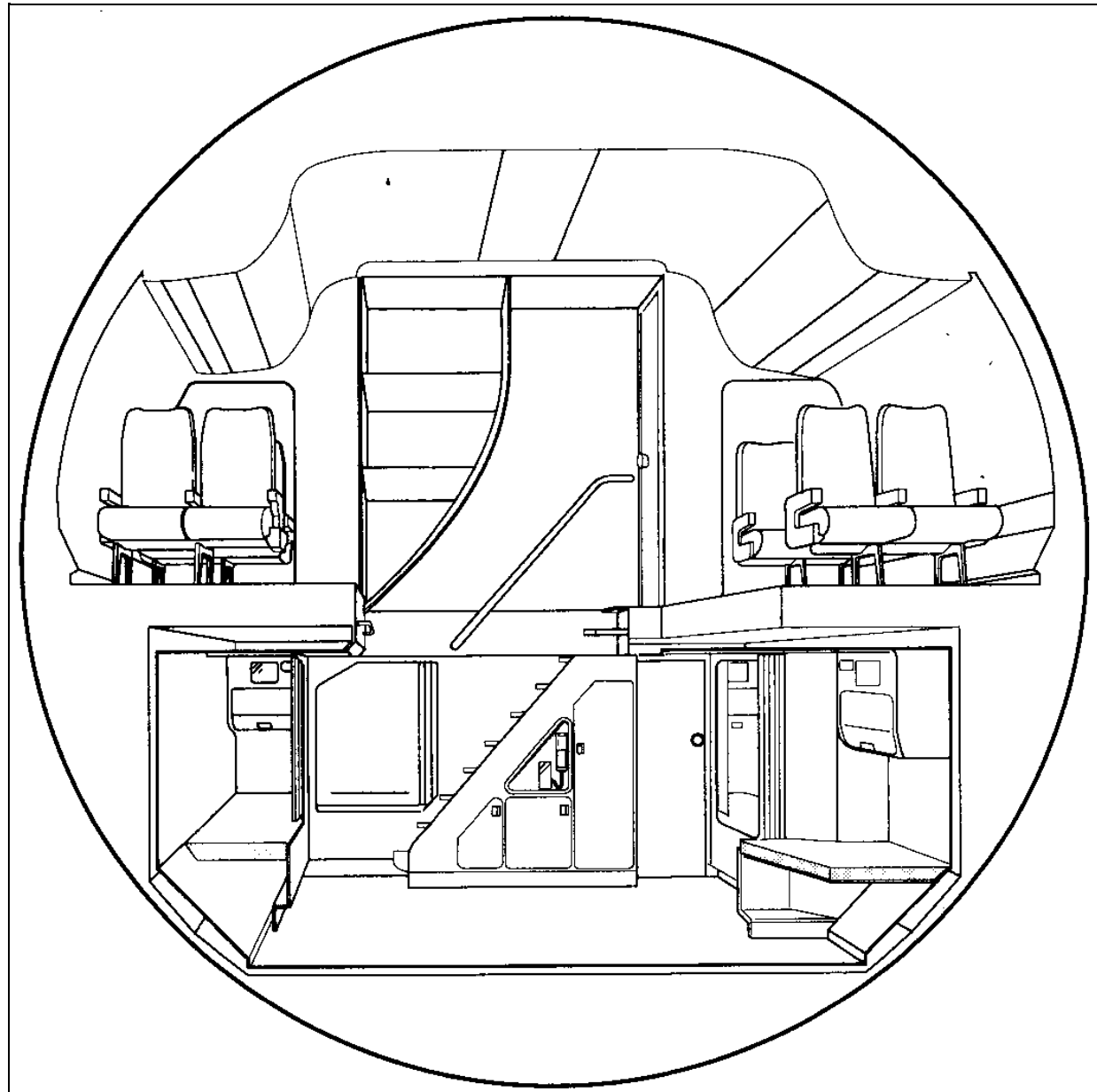
- Konferenzraum
- Ruheraum
- Bar
- Raucherzonen
- Shopping Center
- Schlafkabinen
- Fitnessbereich
- medizinische Ambulanz
- Dusch- / Sanitärkabinen

□ Beispiele

“ Plasma-Bildschirme



.. Unterflur-Ruheraum



5.6 Zukünftige Anforderungen / Wünsche

“ von den Airlines

- verbesserte Sitzidentifizierung
- hat racks: bessere Absicherung gegen herausfallende Gegenstände, gute Erreichbarkeit
- kratzfeste Fenster
- Kommunikationsräume
- Galleys: Verbesserung der Wartungsfreundlichkeit und Zuverlässigkeit, verbessertes Arbeitsumfeld
- Toiletten: höhere Ausfallsicherheit
- Klima: zonenbezogene Regulierung, Zuverlässigkeit, geringes Systemgewicht
- Geräusch: reduzierter Lärmpegel, bessere Akustik der Durchsagen
- Kabinenlayout: mehr Sitze pro Fläche, schnelleres Boarding ermöglichen, weniger Behinderung für Service, schnelles Umstellen auf anderes Layout
- turbulenz- und vibrationsfreier Flug
- Multimedia

.. von den Passagieren

- verbesserte Sitzidentifizierung
- hat racks: bessere Absicherung gegen herausfallende Gegenstände, Zuordnung zum eigenen Sitz, Kopffreiheit, mehr Volumen, bessere Erreichbarkeit
- kratzfeste und beschlagfreie Fenster, verbesserte Isolierung, bessere Verdunklung
- große und viele Fenster
- Kommunikationsräume von Kabine getrennt
- Galleys: geräuscharmes Catering
- Toiletten: verbesserte Hygiene, geräuscharm, übersichtlichere Bedienung, mehr Raum
- Klima: zugluftfrei, geräuscharm, gleichmäßige Temperaturverteilung
- Kabinenlayout: ungehinderter Passagierfluss, erhöhtes Stauvolumen am Sitz
- turbulenz- und vibrationsfreier Flug
- Multimedia

⇒ tlws. Zielkonflikte

- Kabinenlayout (Gänge, Sitze, Zonen)
- Hatrack (Volumen)
- Fenster (Anzahl, Größe)
- Galleys (Positionierung, Funktion)

❑ Entwicklungsbeispiele in Zahlen

“ Entwicklung Sitzabstände seit 1989

Jahr	First Class		Comfort Class		Mixed Class		Summe Passagiere
	Sitze	Abstand/Abrest	Sitze	Abstand/Abrest	Sitze	Abstand/Abrest	
1989	20	62/4	86	37/8	282	34/10	386
1991	20	62/4	75	40/7	292	32/10	387
1998	16	85/4	64	48/7	310	31/10	390
2003	16	85/4	??	??/??		31/10	??

Quelle: Lufthansa

“ Kosten für Sitze und Entertainment

Jahr	First Class		Comfort Class		Mixed Class	Entertainment	
	2er-Sitz	Antrieb	2er-Sitz	Antrieb	2er-Sitz	System	Preis/Passagier
1989	16.000	elektr.	5.000	mech.	4.000	Musik/Leinwand	600
1991	16.000	elektr.	10.000	mech.	4.000	Kabel TV	3.500
1998	30.000	elektr.	14.000	mech.	4.000	Indiv. Videothek	10.000
2003	??	elektr.	35.000 (gesch.)	elektr.	??/??	Internet	
	in [\$]		in [\$]		in [\$]		in [\$]

Quelle: Lufthansa



Prof. W. Granzeier
DGLR Kongress 2004

Seminar Flugzeugkabine und Kabinensysteme

Modul "Ergonomie und Design"

1. Historische Entwicklung des Industrial Design

- 1.1 Designgeschichte
- 1.2 Geschichte des Automobildesign
- 1.3 Geschichte des Flugzeug-Design / Kabine

2. Design Definition

- 2.1 Was ist Design
- 2.2 Eingliederung der Produktgestaltung im Unternehmen
- 2.3 Ablauf von Entwurfsprozessen

3. Werkzeuge und Materialien im Designprozeß / Zeichenmaterial

4. Entwurfsmodellbau

5. Terminologien / Luftfahrtspezifische Begriffe

6. Literatur

1. Historische Entwicklung des Industrial Design

1

1.1 Designgeschichte

1850-1890 Beginn der Industrialisierung

Zur Vor- und Frühgeschichte des Industrial Design

Mit Beginn der Industrialisierung (17.-18. Jahrhundert) in Europa und USA begann auch der Bedarf der entstehenden Industrie nach einer "künstlerischen" Gestaltung für die industriell gefertigten Serienprodukte.

Verschiedene Kriterien, wie zum Beispiel Erkennbarkeit der Produkte und ihrer Hersteller, Benutzerfreundlichkeit der Produkte, Produktplanung, kostengünstige Produktion, höhere Absatzzahlen und neue Märkte waren für den Absatz und den wirtschaftlichen Erfolg entscheidend.

Unterschiedliche Bewegungen gaben den Anstoß zur Entwicklung eines neuen Berufsbildes, des Gestalters industrieller Produkte (Industrial Designer). Mit der Arts and Crafts (Kunsth Handwerk) Bewegung in England um 1860, (William Morris) begann das Berufsbild des industriellen Gestalters im europäischen Raum.

Die bisher handwerkliche und kunsth Handwerkliche Fertigung aller Produkte des täglichen Lebens wurde von der preisgünstigeren industriellen Fertigung abgelöst und dadurch neue Käuferschichten erschlossen. Die Serienfertigung erforderte eine Produkt-Entwicklung nach neuen und anderen Kriterien.

1890-1918 Ästhetische Gestaltung der Alltagsgüter - Zum Design des sachlichen Massenprodukts

Das 19. Jahrhundert endete in einer allgemeinen Krise der Ästhetik. Funktionelle Tendenzen und ein traditioneller Schönheitsbegriff führten zu erheblichen Widersprüchlichkeiten bei Herstellern und Kunden/Verbrauchern.

Es begann eine "ästhetische" Revolution. Die Folge war eine sich in Geschmack und Gewohnheiten ändernde Gesellschaft. Die Gründung des Deutschen Werkbundes kann als eine der Reaktionen darauf gesehen werden.

Der Deutsche Werkbund war eine Vereinigung von Architekten, Kunsth Handwerkern und Fabrikanten. Man entwickelte die Grundlagen für eine sinnvolle Arbeitsweise und eine materialgerechte Gestaltung der Industriegüter. Es entwickelte sich das Berufsbild des Industrial Designers. Der Architekt Peter Behrens war als einer der ersten und bekanntesten deutschen Industrie Designer. Er war maßgebend am Aufbau des Werkbundes beteiligt.

1919-1929 Ornamentlose Form – Konstruktivistisch funktionalistische Tendenzen

2

Als bemerkenswerteste Tat dieser Epoche ist die Gründung des Bauhauses 1919 durch Walter Gropius in Weimar zu erwähnen. Das Bauhaus, als "erste" völlig neu organisierte Ausbildungsstätte, repräsentiert den wichtigsten Schritt in der Entwicklung des modernen Design.

Als grundlegende Bauhaus-Ideen, die bis heute in der Gestaltung von Industrieprodukten sichtbar sind, ist in erster Linie eine starke Tendenz zum Funktionalismus zu erwähnen (**Form follows function**).

Funktionalismus bedeutet, daß die Form der Funktion folgt und alle stilistischen Aussagen zweitrangig sein sollten.

Kunst und Technik, intuitives und wissenschaftlich-technisches Denken wurden miteinander verbunden.

Ergebnis der Ausbildung war eine neue Berufsgattung, die man als Künstler-Ingenieure bezeichnen könnte.

Sie besaßen genügend technische und künstlerische Kenntnisse, um Produkte für eine Massenproduktion zu entwerfen.

Industrie-Designer im heutigen Sinne werden im wesentlichen nach diesen Maßstäben ausgebildet.

Durch den Druck der politischen Ereignisse in Deutschland wurde das Bauhaus 1933 aufgelöst. Die kulturelle Entwicklung stagnierte.

Unter den Auswirkungen der Weltwirtschaftskrise 1929 wurde vielen Industrieunternehmen, besonders in den USA, die Wichtigkeit des Design bewußt. Design war nun zumindest in der Firmenkultur der Großindustrie etabliert. Z.B. Ford und General Motors. Design-Pioniere wie R. Loewy begannen ihre Arbeit

1930-1945 Warenaesthetik-Alltagskultur

Die anfangs geringen Erwartungen an die ästhetischen Leistungen der neuen Industrieprodukte erhielten durch die um 1930 aufkommende Art Nouveau Bewegung völlig neue Aspekte.

Art Nouveau wurde zum Träger völlig eigenständiger Werte.

Serielle Reproduzierbarkeit, Nützlichkeit, Gebrauchsnutzen und ästhetische Qualität finden sich aus der Quelle des Bauhauses und des Neoplastizismus zu einer Einheit zusammen.

Die in den USA aufkommende Stromlinienform wurde in nationalsozialistischer, auf anderen Grundlagen aufbauender Ideologie zur "Deutschen Form" übernommen. Diese Entwicklung stand im Gegensatz zu der ökonomischer Rationalität und den funktionalistischen Tendenzen im Nationalsozialismus im krassen Widerspruch.

1946 - heute

"Gute Form" und amerikanische „Styling“-Weiterentwicklung, - Kritik zur Massenkultur

Bei Industrieprodukten mit "Gutem Design" wird von einer qualitativ hochwertigen, bewußt geplanten Produktaesthetik ausgegangen. Diese basiert auf den Prinzipien des Werkbundes und des Bauhauses sowie auf firmenspezifischen Grundsätzen wie die Verdeutlichung des Corporate Image, des Firmenerscheinungsbildes als Identifikationsmerkmal für den Markt und den einzelnen Kunden.

Styling, aus der amerikanischen Industrie kommend, ist eine eher oberflächliche Art der Gestaltung ohne besondere Rücksicht auf innovative Strukturen, neue technische Ansätze und eine qualitativ hochwertige Aesthetik mit hohen funktionalen Kriterien.

Sie ist ausschließlich auf verkaufsorientierte Werte, schnellen Absatz und schnelle optische Veränderung /Visuelle Veralterung der Produkte ausgerichtet.

In den fünfziger Jahren wird das Design von der in den USA entstandenen Stylingtendenz der Stromlinienform noch stark beeinflusst. Durch den Wirtschaftsboom der fünfziger und sechziger Jahre angeregt, entwickelte sich weltweit eine Professionalisierung des Industrial Designs.

Die Definition der "Guten Form" in den fünfziger Jahren stand in deutlichem Widerspruch zu existierenden AlltagsÄsthetik dieser Jahre.

Erst Mitte der sechziger Jahre entstanden wieder sachlich und funktional geformte Produkte. (z.B. BRAUN, WEGA, VW GOLF, Airbus A 300)

Einen großen Einfluß hatte die als Nachfolger des Bauhauses gegründete Hochschule für Gestaltung in Ulm.

Die HFG Ulm legte die Basis für eine Weiterentwicklung des klassischen Funktionalismus, wurde aber nach gesellschaftlich politisch motivierten Veränderungen geschlossen.

Industrie Design entwickelt sich schon seit geraumer Zeit, beeinflusst durch den immer reger werdenden internationalen Handel, weltweit in einer größeren Gleichförmigkeit und ohne Rücksicht auf regionale Kulturen.

Seit Anfang bis Mitte der siebziger Jahre beeinflussen "antifunktionalistische" Tendenzen das Design immer stärker.

Beispiele dafür sind die postmodernen Tendenzen in der Architektur sowie rein künstlerische und provokative Überlegungen.

Z.B. Memphis Stil, der aus Italien kommend, von Ettore Sottsass geprägt wurde.

Die gegenwärtige Situation des Designs zeichnet sich durch eine enorme Gesellschaftliche Umbruchstimmung (West-Ost / Nord-Süd Konflikt – Weltwirtschaftsstagnation) und durch umwälzende technologische Entwicklungssprünge, verbunden mit einer Globalisierung aller Bereiche ab.

Die Kommunikationstechnologie, die Computerisierung in Produktion und Produktnutzung, die Anwendung neuer Werkstoffe (CFK, Keramik, Kunststoffe) und Verfahren (z.B. Laser, Vakuumöfen, Mikro- und Nanotechnologie) stellen die Produktgestaltung vor immer neue und kompliziertere Probleme.

Gleichzeitig werden die Käufer/Nutzer kritischer und informierter, die Märkte werden internationaler und differenzierter. Das Internet verändert die Weltmärkte dramatisch.

Die heutige Produktgestaltung kann neben dem Grundsatz "Form follows funktion" eine Fülle zusätzlicher Gebrauchsnutzwerte durch Intergration der Mikroelektronik und der Mikromechanik, mit neuen Oberflächen und neuen Verfahren, anbieten.

Somit sind neuen Ideen und Problemlösungen im Design-Bereich für alle internationalen Märkte fast keine Grenzen gesetzt.

1.2 Geschichte des Flugzeugdesign/Kabine/Kabinensysteme

Die Anfänge der Gestaltung der Flugzeugkabine entwickelte sich in engem Zusammenhang mit dem technischen Fortschritt und der Material- sowie Motorenentwicklung in Automobil- und in der Luftfahrtindustrie. (z.B. FORD als größter Hersteller in den dreißiger Jahren baute das erste amerikanische Verkehrsflugzeug FORD Trimotor)

Daneben ist eine direkte Abhängigkeit und gegenseitige Beeinflussung der gesamten Transportation Industrie zu vermerken.

Als Beginn der direkten Kabinenentwicklung können die Jahre um 1910 datiert werden.

In größeren, etwas vereinfachten Zusammenhängen kann nachfolgende historische Entwicklung genannt werden:

1910 – 1920

Luftschiffe – Flugboote – Passagierflugzeuge

Die Kabinenentwicklung der Luftschiff-Fluggeräte war durch das außerordentlich großzügige Raumangebot sehr komfortabel und auf das zahlungskräftige Publikum ausgelegt.

Die Raumauslegung und Einrichtungen in extremen Leichtbauweisen stellten eine völlig neue Designdimension dar. (Neue Werkstoffe: Aluminium, Titan)

Bedeutende Fluggeräte in Deutschland waren LZ 7, 8, 10, 11, 13, 17, 120, 121, 127 Zeppelin, 129 Hindenburg.

Die Wasserflugzeuge und kontinentalen Flugboote wurden mit ähnlichen Raumstandards entwickelt. Durch die langen Flugstrecken bei geringen Geschwindigkeiten wurden schon Schlafmöglichkeiten und bequeme Sitzmöglichkeiten angeboten.

Epochemachende Flugboote waren z.B. SHORT S.8, S.17, Macchi-Nieuport M.9, M.18, Dornier Wal.

Die ersten landgestützten „Passagierflugzeuge“ waren aber mit verhältnismäßig engen Kabinenräumen ausgestattet.

Durch extremen Leichtbau, geringe Motorisierung und mäßige Reichweite war der Passagierkomfort in niedrigen Höhen (Kabinen ohne Druckausgleich) eher unbefriedigend.

1920 – 1930

Flugboote – Postflugzeuge – Passagierflugzeuge

Der nächste Entwicklungsabschnitt führte zu neuem Materialeinsatz (Aluminium) und ermöglichte bei den größeren Flugzeugen mit 4, 6, 8 und 12 Motoren einen größeren Nutzraum, der neben Post und Fracht auch kommerziellen Passagiertransport in regelmäßigen Linienverkehren ermöglichte.

Im Kabinenbereich wurden Schlafräume, Aussichtsräume, Waschräume und unterschiedliche Klassen eingerichtet.

Die Leichtbau-Möbelierung setzte auch gestalterische Maßstäbe und Vorbilder für die Möbelentwicklung allgemein und im besonderen in anderen Verkehrssystemen.

Bedeutende Flugzeuge in dieser Hinsicht waren: DORNIER Delphin, DORNIER Wale, France CAMS 53, CANT 10, Savoia Marchetti S.55 und S.66, Sikorsky S-40.

1930 – 1940

Flugboote - Kurz- und Mittelstrecken Passagierflugzeuge – Frachtflugzeuge / Technologische Fortschritte

In den 30er Jahren begann eine neue Ära der Langstreckenflugboote mit noch höherem Passagierkomfort und neuen Fluglinien. Der Pazifik wurde neben dem Atlantik und den Asien Routen der bevorzugte Markt für die großen Flugboote. Herausragende Beispiele waren *Sikorsky S-42, Boeing 314, Martin M-130, Latecoere 631, Short S.23, S.25, S.45, DORNIER Do X.*

Im Bereich der Landflugzeuge entstanden bewährte 2 und 3 motorige Konzepte in Aluminium Bauweise wie z.B.: *FORD Tri-motor, Bristol Type 75a, FOKKER FIII, F XII, F.XVIII, Junkers F-13, G-23, G-24, G-31 G-38, Ju 52, Rohrbach Ro VIII, Boeing Model 80A, Curtiss-T-32, Armstrong Withworth Atalanta, Handley Page H.P.42, SHORT L.17 Scylla, France Farman F.224, Boeing 247, Douglas DC 1. DC 2 und DC 3, Lockheed 10, 14. Dewoitine D.338, Bloch 220, Wibault 280.T, Savoia S.73, FIAT G.18.*

Die in großer Stückzahl produzierten Flugzeuge *Junkers Ju 52 und Douglas DC-3* stellten den größten technologischen Entwicklungssprung und das Vorbild für den heutigen klassischen Flugzeugbau mit Spanten/Stringer Bauweise dar.

Die Auswirkungen der Großserie bezüglich Wirtschaftlichkeit, Zuverlässigkeit und Passagierkomfort bestimmten viele Jahre den Kabinenstandard.

Im Bereich der entstehenden Langstrecken mit Landflugzeugen wurden neue Muster entwickelt: *Focke Wulf FW 200, Armstrong Withworth A.W. 27, de Havilland D.H. 91, Junkers JU 90, Heinkel He 70 und He111, FOKKER F.XXII und F.XXXVI.*

1940 – 1950

Langstreckenflugzeuge /Luftverkehrsnetze – Druckbelüftete Kabinen

In der weiteren Langstreckenentwicklung setzte das Muster Boeing 307 mit druckbelüfteten Rumpf und zwei Passagierdecks neue Maßstäbe. Durch Conversions-Umbauten entstanden aus Militärflugzeugen Langstrecken-Passagierflugzeuge (Avro Lancastrians, Consolidated Liberator,)

Zu den weiteren Meilensteinen zählten die Douglas *DC 4*, *DC 6* und *DC 7*, letztere mit interkontinentaler Reichweite und großzügigem Passagierkomfort.

Eine weitere epochale Entwicklung war das *Langstreckenflugzeug Lockheed L-1049, L-1649* und der *BOEING 377 Stratocruiser*.

Zu diesen Entwicklungen zählten auch *Avro Tudor 4*, *Handley Page Hermes* und *Airspeed A.S. 57*, sowie *SE.2010* und *Brequet 763 Provence*.

1950 – 1960

Propeller-Turbinen und Jetflugzeuge

Im Bereich der Triebwerke setzten zwei Entwicklungen neue Trends: Propeller Turbinen und Jet-Triebwerke. Aus der militärischen Entwicklung wurden entsprechende zivile Aggregate abgeleitet und führten zu neuen Flugzeugtypen mit neuen Geschwindigkeitsbereichen.

Die Propeller Turbinen Flugzeuge waren *Vickers-Armstrong V.630*, *V.701*, *Bristol Britannia 175*, *Lockheed L-188*, *Tupolev Tu-114*, *Ilyuschin IL-18*, *Antonov An-10*, *An-12*.

Bei der neuen Kategorie der Jets war *de Havilland Comet 1, 2, 3, 4* *D.H. 106* der Vorreiter der neuen Generation. Weitere Muster folgten, z.B. *Tupolev Tu-104*, *Boeing B 707*, *Douglas DC-8*, *Convair 880* und *990* und *Vickers-Armstrong VC 10*.

1960 – 1970

Jets mit unterschiedlichen Nutzungsprofilen

Kurz- und Mittelstrecke / Langstrecke / Überschallflug

In der Folge der neuen Entwicklungsschritte entstanden neue Kurz- und Mittelstrecken-Airliner wie z.B. *Aerospatiale Caravelle*, *Boeing 727* und *737*, *Douglas DC-9-10*, *-20*, *-30*, *-40* und *-50*, *Hawker Siddeley Trident 2* und *-3*, *BAC One-Eleven*.

Der Passagierkomfort entsprach den großen Vorbildern und generierte neue Märkte und Komfort-Standards. Im Langstreckenbereich wurden bestehende Muster verlängert, *Boeing 707-420*, *DC 8-72*, *Super VC 10*, *DC 9-80* und *- 81*.

In diesem Zeitraum mit fast unbegrenztem Technikenthusiasmus sowie politischer Förderung der Luftfahrt entstand die französisch-britische Gemeinschaftsproduktion *Concorde*.

Eine schmale, enge Kabine stand im Gegensatz zu der fast sensationellen Reisezeit-Einsparung. Das Vorhaben konnte sich durch massive politische Förderung am Markt halten und ist zur Zeit an den ökonomischen Marktschwierigkeiten gescheitert.

1970 – 1980

Widebody Flugzeuge

Durch den weltweit wachsenden Flugverkehr von jährlich ca. 5% entstand die Notwendigkeit nach größeren Flugzeugen.

Die entscheidende Entwicklung war die *Boeing B 747*, ein doppelstöckiges Passagierflugzeug für bis zu 350 Passagier, später 450 – 500. Ein völlig neues Raumgefühl mit einer weiteren Steigerung des Passagierkomforts setzte neue Standards.

Weitere Muster, z.T. heute noch eingesetzte Muster waren *Lockheed L-1011 Tristar*, *DC-10*, *Airbus A-300* und *Ilyuschin IL-86*.

1980 – 1990

Narrowbody – Widebody – Long haul

Durch die weitere Wachstumsentwicklung und neuen Märkten wie Charter- und Urlaubslinien wurden neue gezielte Entwicklungen notwendig.

Bei den Widebodies wurden Varianten wie *DC-11*, *Tristar L-1011-500*, *Boeing B 747 SP*, *Airbus A-310* entwickelt.

Im Bereich der Narrowbody Flugzeuge wurden neue Muster erstellt, z.B. *Boeing 737-300*, *-400*, *-500*, *Boeing 757* und *Boeing 767*, *Airbus A 320*, *Fokker 100*, *Tupolev Tu-124* und *Tu 154*, *Ilyuschin IL-62* und *Yakolev Yak-40* und *Yak-42*.

Die Seatlayouts wurden dem Bedarf und den neuen Kundengruppen angepasst und reduzierten z.T. im Tourist Class Bereich und bei Charterflugzeugen individuelles Raumangebot und Passagierkomfort.

1990 – 2000

Regionalliner – Extended Long Haul – Large passenger Airplane

In den international sich wandelnden Märkten (z.B. Deregulierung der Märkte) entstanden die Regionalliner Flugzeuge wie *FOKKER 70*, *BAE 146*, *Embraer 120*, *135*, *145*, *Bombardier 200*, *700*, *Fairchild Dornier 728/928*, *Boeing B 717* und *Airbus A 318/319*.

Der Langstreckenbereich werden durch *Airbus A340 / A 330*, *Boeing 767-300/767-400*, *Boeing 777* neue Kabinenkonzepte geprägt.

Neuer Passagierkomfort, Akustik, Lichtgestaltung und variable Layouts ermöglichten attraktive Kabinenwahrnehmungen.

Der internationale Wettbewerb verlegt sich immer mehr auf die Kabinenausstattung.

Als Gegenmodell zur *B 747* Produktreihe wird das Airbus Projekt *A-380* gestartet.

2000 – Spezielle Passagiermärkte – First Class/Business/Tourist/Billigflieger Technology, Economy, Safety

Die gegenwärtige Flugzeugkabine entwickelt sich in unterschiedliche Richtungen:

Die Premium Class, First Class und spezielle First Class/Business Class Flugzeuge stellen das oberste Kabinen-Marktsegment dar.

Im Bereich Business Class wird der bisherige FC Standard übernommen.

Der Tourist class Bereich wird weiter aufgeteilt: Super tourist class und einfachere Tourist class für die entstehenden Billgticket Märkte.

Darüber hinaus werden Nutzungsideen für Large Aircraft und Ultra Long Haul entwickelt, die dem Schlafbedürfnis und erweiterter Sanitärnachfrage Rechnung tragen.

Ähnlich den Transportation Märkten im Bereich Auto, Schiene und Schnellfähre entstehen auch in der Luftfahrt neue Zielgruppen, neue Märkte und wandelnde politische und gesellschaftliche Rahmenbedingungen (z.B. Terrorismus Gefahr, Virusgefahr SARS, etc.)

2. Grundlagen des Industrial Designs

2.1 Was ist Design

Besonders in den letzten Jahren wird über Design als wesentlicher Bestandteil des allgemeinen Lebens zunehmend mehr gesprochen und geschrieben. Design wird leider auch als verbale Modeerscheinung häufig in unterschiedlichem Kontext verwendet.

Der Begriff Design wird in der Werbung und bei Firmenbezeichnungen relativ häufig benutzt, um eine ästhetische Hochwertigkeit der Produkte zu demonstrieren.

Mit Design im Sinne einer hochwertigen, langfristigen Produktgestaltung haben allerdings wenige der so angebotenen Designlesungen etwas gemeinsam. (z.B. Hair-design, Color-design, Designermode, etc.)

Was ist Design?

Design kommt aus dem Englischen "to design" und bedeutet nicht mehr wie Entwurf beziehungsweise Konstruktion technischer Bauteile.

Zunächst sollte also bei der Verwendung des Begriffs Design im Zusammenhang mit dem Berufsbild des Designers geklärt werden, um welche der vielen Untergruppen es sich hierbei handelt.

Das Berufsbild des Designers gliedert sich zunächst in zwei Hauptgruppen. Designer, die sich mit der Gestaltung zweidimensionaler Entwürfe beschäftigen (z.B. Graphic Designer), und Designer die sich mit der Gestaltung dreidimensionaler Objekte befassen (Industrial Designer).

In die dritte Hauptgruppe kann man Designer eingliedern, die sich mit dem Medium Film beziehungsweise Fotografie beschäftigen und in gewissem Sinne sowohl zweidimensional als auch dreidimensional tätig sind. Grafiker, Illustratoren und Verpackungsdesigner, um nur einige zu nennen, sind im wesentlichen zweidimensional tätig.

Produktdesigner, Automobildesigner, Textildesigner und Innenarchitekten gehören zur Gruppe der hauptsächlich dreidimensional arbeitenden Designer.

Design im Verständnis des Industrial Designers kann als "Prozess der Anpassung gegenständlicher Umwelt an die physischen und psychischen Bedürfnisse der Menschen und der Gesellschaft"[1] idealisiert dargestellt werden. In der Realität darf dabei der Einfluss der Unternehmen als Auftraggeber und die Berücksichtigung deren Bedürfnisse bei der Gestaltung nicht übersehen werden.

[1] Bernd L öbach, "Industrial Design",
Verlag Karl Thieme, München 1976

2.2 Eingliederung der Produktgestaltung im Unternehmen

Zwei typische Arbeitsmodelle sind in der Wirtschaft zu erkennen:
Viele große und mittlere Firmen arbeiten mit eigenen Designabteilungen innerhalb des Marketing, der Produktentwicklung und der Produktionsbetreuung.

Daneben stehen freie Designbüros, die sogenannten Design Consultant, bei Einzelaufgaben oder bei vertraglich vereinbarter mehrjähriger Kooperation dem Markt zur Verfügung.

Unternehmen, die aus Gründen unbefriedigender Auslastung oder fehlender Entwicklungskapazitäten nicht über eine eigene Designabteilung verfügen, aber auch Unternehmen mit eigenem internem Designteam, beauftragen externe Designbüros.

In einer Art Konkurrenzsituation wird das eigene Gestaltungsteam herausgefordert und kurzfristige Unterkapazitäten abgebaut.

2.3 Ablauf von Entwurfsprozessen

Entwurfsprozesse im Bereich „Transportation“ sind hochkomplexe Verfahren unter Beteiligung aller am Produktentwicklungsprozeß beteiligten Personen und Abteilungen.

2.3.1 Die Prozesskette

Die Prozesskette beginnt mit der Entscheidung auf GF oder Vorstandsebene über eine neue oder modifizierte Produktentwicklung.

Die Grundlagen für derartige weitreichende und existenzielle Entscheidungen sind, z.B.:

- Marktforderungen, Marktänderungen (Globalisierung)
- Konkurrenzverhalten
- Neue Marketing-Konzepte oder-Reaktionen
- Neue Technologien und Verfahren
- Kostenreduzierung/ Produktionszeitverkürzung
- Änderung des Kundenverhaltens
- Neue Vorschriften, Normen, Gesetze (national und international)
- Neue, kürzere Marktzyklen / Verkürzung der Produktlebensdauer
- Neue Marktchancen oder –Nischen
- Änderung der weltweiten Marktumfelder (z.B. Terrorismus, SARS, Umweltschutz, Verknappung von Ressourcen und Energie)

2.3.2 Entwurfs- und Entwicklungsprozeß im Industrial Design

Nach der grundlegenden Entscheidungsfindung beginnt die eigentliche Designphase mit unterschiedlichen Methoden (je nach Branche oder Firma variieren diese Prozesse). In der Regel wird eine Entwicklungsspezifikation, eine Marketinganforderung und / oder ein Lastenheft formuliert.

Auf dieser Basis werden erste Designkonzepte im Brainstormingverfahren ermittelt. Diese wichtige Kreativ-Phase soll alle denkbaren Lösungswege aufzeigen und über Alternativen und Varianten eine umfassende Grundlage für die eigentliche Designentwicklung darstellen.

In dieser Phase arbeiten schon alle am Entwurfsprozeß beteiligten Fachleute zusammen.

Die Design-Entwicklungsphase gliedert sich auf in:

- Konzept- und Ideenfindung, Kreativphase, Brainstorming etc.
- Scribblephase zur ersten Ideenvisualisierung
- Ergonomische Experimentaluntersuchungen
- Technische und funktionale Grundlagenuntersuchungen
- Berücksichtigung neuer Materialien, Technologien und Produktionsverfahren
- Vorentwürfe als Renderings oder erste 3-D Rechnerkonzepte
- Vorentscheidungsphase mit allen Beteiligten
- Entwurfsphase zwei- und dreidimensional
- Vormodelle, Teilmodelle, Funktionsmodelle mit Auswertung und Modifikation
- Designmodelle oder Virtual Reality Modelle
- Vorkonstruktion und Datenintegration
- Designpräsentation – Entscheidung – Weitergabe aller Daten an Konstruktion
- Betreuung der Konstruktion, Versuch, Test, Produktion
- Beobachtung des Markteintrittes, der Marktreaktionen und Feed back

Mit der Designentscheidung /-Freigabe wird gleichzeitig ein enormer Investitionsplan für die Vermarktung, Produktion und Vertrieb/Verkauf ausgelöst.

Die meisten Firmen in der Transportation Branche gehen in diesem Zeitpunkt ein gewaltiges, existenzielles Risiko für die weitere Entwicklungszeit von je nach Branche 3 – 5 oder 10 Jahren ein.

Aktuelle Beispiele in der Automobil- und Flugzeugindustrie belegen falsche Entscheidungen, auch in dieser Phase. (z.B. McDonnell Douglas, BA AVRO 85, Fairchild Dornier 728).

2.3.3 Produktgestaltung / Designkriterien

Im Aircraft-Interiorbereich werden besondere Methoden und Vorgehensweisen der Gestaltung angewendet.

2.3.4. Ideenfindung

Schon in der ersten Ideenfindung/Scribblephase werden kreative Lösungen unter den genannten Kriterien gesucht, untersucht und zeichnerisch oder am Rechner dokumentiert.

In dieser Phase werden schon entscheidende Punkte beeinflusst (Bauteilgeometrien, Produktionsverfahren, Kosten, Handling/Einbau/Ausbau/Wartung)

2.3.5. Experimentelle Mock up Untersuchungen

Nach der Erstellung von Varianten und Alternativen zu der Designaufgabe wird in einem experimentellen 1:1 Modell die bisherige Annahme untersucht und korrigiert.

2.3.6. Entwurf

Anschließend kann der verbesserte Vorentwurf in den Entwurf übergeleitet werden. In dieser Phase werden schon detaillierte Präsentationsdarstellungen per Hand (Renderings) oder mit Hilfe von 3-D Visualisierungsprogrammen (3-D Max, ALIAS, RHINO, etc.) am PC erstellt.

Dabei ist die Detailgenauigkeit und die weitere Verwendung entscheidend.

Zur Zeit werden zwei Wege sichtbar: Das „elektronische“ Foto mit höchster Detailqualität und Aussagefähigkeit und die auf Konstruktionsdaten erstellte 3-D Darstellung mit der Fähigkeit zur dreidimensionalen Darstellung (Virtual Reality).

2.3.7. Entwurfskriterien

Die Entwürfe werden nach Designkriterien wie Ästhetische Proportionen, Formale Qualität, Ergonomische Funktionen, Technische Bauteil-Qualität (z.b. Fugenbilder, Radien, Strakkanten und -flächen), Material-, Oberflächen- und Farbdefinition untersucht und erstellt.

2.3.7. Modellphase/Freigabe

Innerhalb der Designentwicklung werden alle Vorstufen in den genannten Modellphasen untersucht, diskutiert und präsentiert. In internen und externen Entscheidungsprozessen wird die endgültige Freigabe erreicht und alle Daten werden in die Konstruktion, bzw. zu spezialisierten Zulieferfirmen weitergegeben.

2.3.8. Sales Mock up

Nach der internen und externen Entscheidungsfindung und Freigabe wird ein hochwertiges „Sales Mock up“ mit allen wesentlichen Teilfunktionen (Licht, Klima, Galleys, Lavatories, Sitze, Cockpit, Exit Area etc.) erstellt.

Dieser Zustand entspricht der späteren Serienausführung und wird für Diskussionen und Präsentationen mit Kunden, Zulassungsbehörden, Zulieferfirmen, Produktion, Vertrieb und Medien benutzt.

Die Reaktionen auf die Designergebnisse sollten dann ausgewertet werden und im Rahmen der Konstruktionsbetreuung in die Realisierung einfließen.

2.3.9. Designrealisierung/Konstruktions- und Produktionsbetreuung

Nach der umfangreichen Entwurfsphase beginnt der eigentliche Teil der Designarbeit: Die Umsetzung des vom Management und von den Kunden verabschiedeten Designentwurfes.

Dabei sind zahlreiche Probleme und unvorhersehbare Detailprobleme zu erkennen und zu lösen.

Nur diese aufwendige und detailorientierte Arbeit gewährleistet die Erreichung der hohen Designqualität bei allen Transportation Produkten.

Innerhalb der weltweiten Fahrzeugindustrie hat sich z.B. eine dementsprechende Designkompetenz und eine Gesamt-Verantwortung für das Endprodukt bis zur Auslieferung entwickelt und bewährt.

Im weltweiten Global-Markt mit der Möglichkeit, dass alle Länder Produkte mit gleichhoher technischer Qualität entwickeln und produzieren könnten, stellt die kundenspezifische Designqualität den einzigen Wettbewerbsvorteil der bisherigen Produzenten dar.

2.3.10 Feed back, Bench Marking und Future concepts

Die realisierte Designentwicklung in einem vermarkteten Produkt stellt eine Basis für die weitere Aufgabe wie Produktpflege, Modifikation oder Neuentwicklung/-gestaltung dar.

Die direkten Arbeitsschritte sind Analyse der Betriebsergebnisse (Wartung, Zuverlässigkeit, Sicherheit, Reinigung, Kosten, Reparatur, Passagierakzeptanz, Produktqualität) und laufendes Bench Marking (Beobachtung des Marktes und der Wettbewerber, Schutzrechte und FAA/JAA Vorschriften).

Dadurch werden wesentliche Grundlagen für die neue Entwicklung und Gestaltung gelegt.

In den meisten Unternehmen der Transportation Industrie ist der Bedarf an neue Ideen und zukünftigen Konzepten eine Frage der existenziellen Überlebensfähigkeit.

Da andererseits Ideen und kreative Arbeitsergebnisse nicht per Stopuhr erreicht werden können, werden häufig zukünftige Konzeptstudien in speziellen Arbeitsgruppen (intern oder extern) formuliert und stehen bei entsprechender Neuentwicklung zur Verfügung.

Ein weiteres Problem stellt der immer kürzer werdende Produktzyklus vieler Produkte dar. Im Bereich der Kabinenelektronik gehen die Produktzyklen (z.B. der Handys ½ Jahr) entgegen ein Flugzeugkabine mit Produktzyklen von 10 – 20 Jahren unüberwindbar auseinander.

3. Werkzeuge und Materialien im Designprozeß / Zeichenmaterial

Der Design- und Entwicklungsprozeß erfordert einige typische Materialien und Werkzeuge, die auf die kreative, nicht immer systematische Arbeit des Designers abgestimmt sind. Dazu gehören schnelle Visualisierungswerkzeuge wie weiche Stifte, Filzstift-„Marker“, Pastellkreiden, Airbrush, und Zeichenpapiere.

Diese zeichnerischen Fähigkeiten zur Präsentation von Ideen, Arbeitsergebnissen oder Untersuchungen sollten von allen am Entwicklungsprozeß Beteiligten genutzt und zur verbesserten Kommunikation ständig weiterentwickelt werden.

3.1 Marker

Für farbige Darstellungen von Entwürfen werden besondere Filzstifte (Marker) mit unterschiedlichen Markennamen von verschiedenen Herstellern verwendet. Mit AD-Marker von Berol, Magic Marker, COPIC Marker und Pantone von Letraset seien hier nur einige genannt.

Die Lösungsmittel der Marker waren bisher das gesundheitlich nicht unbedenkliche Toluol. Neue Marker sind "Graphic Marker" mit Alkohol als Lösungsmittelbasis. Nahezu alle Hersteller bieten bei ihren Produkten eine sehr große Farbpalette an.

In der Regel besteht ein Sortiment aus etwa 200 verschiedenfarbigen Markern. Dazu gehören jeweils zwei Paletten von warmen (nach braun tendierenden) und kalten (nach blau tendierenden) Grautönen. Die ca. 10 Farbabstufungen reichen von fast weiß bis fast schwarz.

3.1.1 Anwendungshinweise

Zu beachten ist, daß alle Papiere unterschiedlich auf eine Bearbeitung mit Markern reagieren. Einige Papiere lassen ihn heller erscheinen. Diese saugen die Farbe in der Regel weniger stark auf als andere, die den Marker stärker aufsaugen, eventuell stark "bluten" und ihm eine dunklere Farbe geben.

Für einfache Skizzen sind Papiere von Normalpapierkopierern oder von preiswerten Skizzenblocks ausreichend. Die Marker verlaufen allerdings etwas stärker. Die auch wesentlich teureren Marker- oder Layoutpapiere sind für Repräsentations-Zeichnungen durch eine Beschichtung auf der Rückseite besser geeignet. Empfehlenswert ist beispielsweise der Layoutblock von Letraset oder Colambo.

Bei der Anwendung der Marker ist darauf zu achten, daß beim Anlegen von Flächen mit einer Farbe der Marker nicht abgesetzt werden darf, da sonst Streifen und Flecken entstehen. Soll also eine Fläche gleichmäßig angelegt werden, ist ein kontinuierliches Arbeiten "naß in naß" erforderlich.

3.2 Pastellkreide

Pastellkreide besteht im wesentlichen aus Farbpigmenten und Bindestoffen. Im Handel ist Pastellkreide in Form von gepressten runden oder eckigen Stäbchen erhältlich. Rembrandt von Talens, Schmincke und Faber Castell sind nur einige der erhältlichen Fabrikate.

Alle Farben sind untereinander mischbar, wobei das ohnehin schon über hundert Töne umfassende Angebot einiger Hersteller nahezu unendlich erweitert werden kann.

3.3 Schwarz/Weiss Darstellungen

3.3.1 Anwendung der Schwarz/Weiss Technik

Schwarz/Weiss Darstellungen sollen mit möglichst einfachsten Mitteln in kürzester Zeit die zeichnerische Darstellung von fiktiven oder existierenden dreidimensionalen Objekten ermöglichen. Durch unterschiedliche Strichstärken, sowie durch partielles Anlegen von Flächen, beispielsweise durch das Setzen von Punkten oder durch das graphische Darstellen von Reflexionen in glänzenden Materialoberflächen sollte ein Effekt der Dreidimensionalität erreicht werden.

Die Grundlage der plastischen Erscheinung einer zweidimensionalen Zeichnung in der Schwarz/Weiss Technik beruht darauf, daß Kanten oder Linien eines Objektes, die Richtung einer angenommenen Lichtquelle zeigen. Dünne Linien stellen "helle" Kanten dar. Dicke Linien stellen Schattenkanten oder Umrissen dar.

3.4 Darstellung von Materialien und Oberflächen

3.4.1 Allgemeines zur Materialdarstellung

Die zeichnerische Darstellung verschiedener Materialien wie Glas, Stahl, Stein, Holz u.s.w. ist nicht besonders aufwendig, erfordert jedoch viel Training und Erfahrung.

Wichtig ist generell, dass der Charakter und damit die besonderen Eigenschaften eines Materials auf der Zeichnung deutlich zu erkennen sind.

Bei einem Material wie Glas ist die Spiegelung und Reflexion wichtig, aber auch die Transparenz des Materials.

Reflexion und Transparenz hängen vom Ort der Betrachtung sowie der Beleuchtung ab.

Da wir in der Kürze der zur Verfügung stehenden Zeit nicht alle Materialien behandeln können, möchte ich zunächst auf zwei der direkten Materialdarstellung übergeordneten Grundprobleme eingehen. Matte und hochglänzende Materialoberflächen.

3.5 Darstellung eines Produktes oder Raumes

3.5.1 Allgemeine Informationen

Design-Darstellungen zu Entwurfszwecken werden heute in der Industrie zumeist in einer Mischtechnik angefertigt.

Mischtechnik bedeutet, daß bei einer Zeichnung unterschiedliche Zeichentechniken und Materialien kombiniert angewendet werden.

Bei der Verwendung von Mischtechniken kann eine Zeichnung relativ schnell fertiggestellt werden, da man sich für jedes Darstellungsproblem die jeweils schnellste und wirksamste Technik auswählen kann.

4. Entwurfsmodellbau

- 4.1 In allen Bereichen der Transportation Produktentwicklung ist der Modellbau ein wesentlicher Bestandteil der Interior und Exterior Gestaltung. Durch frühzeitige „Mock up“ Untersuchung der räumlichen Geometrien, der Ergonomischen Funktionen und der ästhetischen Proportionen werden die Entwurfsannahmen in Verbindung mit den Forderungen, Vorschriften und Vorgaben überprüft.

Zu den gebräuchlichen Modellphasen gehören:

- Experimentelles 1:1 Interior Modell (Ergonom. Voruntersuchungen, Proportionsstudien, Durchführbarkeitsstudien, Einbau-Voruntersuchungen)
- Experimentelle Teilmodelle in 1:1 (Einzelne Bauteile innerhalb der Kabine, z.B. Griffleisten, Dog houses, Class Divider, Partitions, Lavatories, Verkleidungen)
- Funktions- oder Engineering Modell in 1:1(Technisches Mock up für funktionale und vorkonstruktive Untersuchungen, Einbau/Ausbau/Wartung, Elektrik, Klimaeinbauten, Lichtinstallation)
- Sales Mock up (Vollständiges Interior Modell der gestalteten Kabine mit allen sichtbaren Bauteilen, Oberflächen, Farben, Materialien, Placarding, Licht und Teilfunktionen)
Das Sales mock up wird schon den Kunden und der Öffentlichkeit präsentiert und sollte unbedingt den späteren Zustand der Kabine aufzeigen.
- Produktions-Mock up (im Prototyp Status erstelltes Kontroll-Modell mit ersten Original-Bauteilen)

5. Terminologien / Luftfahrtspezifische Begriffe

Nachfolgend eine Zusammenstellung einiger Fachbegriffe ohne Anspruch auf Vollständigkeit:

- aircraft cabin	Flugzeugkabine
- entry area	Einstiegsbereich
- Ceiling	Deckenbereich in der Kabine
- OSC	Overhead Stowage Compartment/Gepäckfächer
- Hatraks	Gepäckfächer
- Handrail	Handläufe
- PSU	Passenger Service Unit/ Bedienflächen unter den
- loudspeaker	Hatraks
- o2 Boxes	Lautsprecher
- Window Panel	Sauerstoffversorgung
- Dado Panel	Fensterverkleidungen
- Partitions	seitl. Verkleidungen im Fussraum
- Class Divider	Trennwände
- Monuments	Verstellbare Trennwände/-vorhänge
- Lavatory	Eingebaute Produkte wie Schränke, Lavatories, Galleys
- Handicapped Lav	etc.
- Refreshment Room	Flugzeug Toilette
- Crew Rest Area	Behindertengerechte Flugzeugtoilette
- Safety	Erfrischungsraum
- Emergency	Erholungs- und Ruheraum für die Bordcrew
- Placards/Signs	Sicherheit
- Seat placarding	Notfall
- Surface	Schriftfelder/Informationssystem
- Dekor	Sitzinformationssysteme
- Color and texture	Oberfläche
- Tube effect	Muster auf den sichtbaren Oberflächen
- Rendering	Farbe und Oberflächenstruktur
- Experiemental model	Röhreneffekt
- Mock up	Präsentationsdarstellung mitunterschiedlichen
- Sales Mock up	Materialien
- Attendant Seat	Experiementelles Modell
- Waste	Maßstäbliches Modell 1 :10, 1 :5, 1:2,5, 1:1
- Trolley	Vollständig ausgestattetes Interior Modell
	Sitz für Bord Crew bei Start und Landung
	Abfall
	Transportwagen innerhalb der Kabine

6. Literatur

Bücher zum Thema Industrial-Design

Design - Formgebung industrieller Produkte,
Rowohlt Taschenbuch Verlag, Reinbek 1978

Udo Bauer, Industrial-Design,
Vogel Verlag, Würzburg 1977

Bernd Löbach, Industrial Design - Grundlagen der
Industrieproduktgestaltung,
Verlag Karl Thieme, München 1976

Gerd Selle, Die Geschichte des Design in Deutschland
von 1870 bis heute - Entwicklung der industriellen
Produktkultur,
Du Mont Buchverlag, Köln 1978

Bücher zum Thema Transportation / Aircraft Industrial Design

DGLR Jahrbücher
AIAA Annual reports

Bücher zum Thema Automobil-Design

Hans-Ulrich von Mende, Styling - automobiles Design,
Motorbuch Verlag, Stuttgart 1979

Joachim Petsch, Geschichte des Auto-Design,
Du Mont Buchverlag, Köln 1982

Bücher zum Thema Zeichentechniken

Ronald B. Kemnitzer, **Rendering With Markers** -
Definitive Techniques for Designers, Illustrators and
Architects,
Watson-Guptyl Publications, a division of Billboard
Publications Inc., New York 1983

Joseph Ungar, **Rendering In Mixed Media - Techniques
for Concept Presentation for Designers and Illustrators**
Watson-Guptyl Publications, a division of Billboard
Publications Inc., New York 1985

Günter Hugo Magnus, **Handbuch für Grafiker**,

Du Mont Buchverlag, Köln

Fachzeitschriften

form - Zeitschrift für Gestaltung, Verlag form GmbH,
Hofgut Ober-Beerbach, 6104 Seeheim-Jugenheim
(erscheint vierteljährlich, fast ausschließlich durch
Abonnement erhältlich)

md - möbel interior design, Konradin-Verlag
Robert Kohlhammer GmbH, 7022 Leinfelden-Echterdingen
(erscheint monatlich)

CAR STYLING, Car Styling Publishing Co. 4-8-16-11F,
Kitashinjuku, Shinjuku-ku, Tokio 160, Japan
(erscheint vierteljährlich in japanischer und
englischer Sprache, in Hamburg erhältlich bei:
Overseas Courier Service Deutschland GmbH,
Brennerstraße 27, 2000 Hamburg)

Auto & Design, Corso Francia 161, 10139 Torino, Italia
(erscheint vierteljährlich in italienischer und
englischer Sprache alle zwei Monate.

FLUGREVUE

AERO International

Aircraft interior international
UK & international press

aircraft interior magazine
Phoenix Publishing
USA



Prof. W. Granzeier
DGLR Kongress 2004

Seminar Flugzeugkabine und Kabinensysteme

Modul "Kabinenmodule und Monuments"

Modul "Beleuchtung"

Einleitung:

Bei allen internationalen „Transportation“ Produkten (z.B. PKW, Bus, Schienenfahrzeuge, Flugzeuge, Schnellfähren etc.) wird im Bereich „Interior“ / Kabine das gesamte Produktspektrum zu einem immer wichtiger werdenden Wettbewerbsfaktor in der weltweiten Konkurrenzsituation.

Der Kunde oder Passagier wird hier mit der direkten „MMS = Mensch-Maschine-Schnittstelle“ kontaktiert.

1. Einführung „Flugzeug-Interior / Monuments“

Bei allen „dünnwandigen Behältern zum Transport von Menschen und Gütern“ (Zitat Prof. Dreyer, FH-HH) wird die Entwicklung des Innenraumes immer wichtiger.

Der Aufenthalt des Menschen in Innenräumen von Flugzeugen wird immer länger, die zeitliche Nutzung der Verkehrssysteme immer teurer und die Bedeutung für die Nutzer und die Volkswirtschaften und den weltweiten Verkehrsverbund immer wichtiger.

Zusätzliche Entwicklungskriterien für die Innenräume sind besondere Nutzer-Konzepte, verbesserte Ergonomie, hohe Sicherheit, Anpassung an die Kundenwünsche und

- Akzeptanz, wirtschaftliche Produktion, einfache Wartung, Service und Reparatur sowie Recycelfähigkeit aller Einbaukomponenten.

Dazu zählen auch die entsprechende Berücksichtigung der Exterior-Interior Funktionen wie z.B. Einstieg -Ausstieg, Safety und Security, Handling, Wartung, Reparatur und Service.

1.1 Einordnung der Interior – Nutzer „Luftfahrt“

Nachfolgende einfache Einordnungen sollen die grundlegenden Entwurfskriterien erklären:

1.1.1 (SFE = SELLER FURNISHED EQUIPMENT)

Kabine /Ausstattung als Standard-Grundversion durch den Hersteller:

- **Exit Aeras**
Rumpffinnenverkleidung (Fußboden, Dado Panel, Windowpanel, Lighting Panel, PSU, Handrail, Hatrakdoors, Ceiling Panel)
- **Galleys**
- **Lavatories**
- **Monuments**

1.1.2 BFE = BUYER FURNISHED EQUIPMENT

- **Sitze**
- **Rollstühle**
- **Kinderrückhaltesysteme**
- **Vorhänge**
- **Sondereinbauten /Zeitschriftenracks etc.**
- **CI Produkte**

2. Der Mensch im „Interior“ Bereich Einordnung, Aufgaben und Funktionen

2.1 GEWERBLICHER VERKEHR LUFTFAHRT

Flugzeuge im gewerblichen Verkehr, z.B. 4 – 550 Sitze
Berufspiloten/Innen mit entsprechender Ausbildung und Zulassung.

Bord- und Servicepersonal, ab 19 Passagiere je nach Größe des Fluggerätes.

Ausbildung und Zulassung durch die Airline. Aufgaben in der Passagierbetreuung und innerhalb der Kabine.

Wartungs-, Reparatur- und Bodendienstpersonal durch Airline, Flughafen oder Servicefirmen, Cateringfirmen, Treibstoffversorgung, Reinigung, Gepäck, Fracht

Passagiere aller Altersgruppen, Bevölkerungsgruppen und Nationalitäten

3. Flugzeugkategorien / Kabine

- 3.1 Individualflugverkehr (Segelflugzeuge, Motorsegler, Privatsport- und Reiseflugzeuge, Hubschrauber)
- 3.2 Gewerblicher Flugverkehr, national und international,
(General- und Corporate Aviation, Flugzeuge bis 19 Pax, Hubschrauber)
(Passagierflugzeug ab 19 bis 600 Pax)
(Fracht- und Sonderflugzeuge , z.B. Landwirtschaft, Vermessung, Beobachtung)
- 3.3 Kombiniertes Passagier- und Frachtverkehr
(Combiflugzeuge mit Containerfracht)
- 3.4 Frachtflugzeuge (Container und Sonderfracht)
- 3.5 Besondere Transportationkategorien (zu Land-Wasser und Luft)
(Hovercraft-Luftkissenfahrzeuge, Bodeneffekt-Fahrzeuge, Katamarane)

4. Flugzeuginnenräume / Funktion und Nutzen

Bei allen Innenräumen bestimmen Anordnung, Funktionen, Nutzen und gegebenenfalls Vorschriften das Konzept und die Einteilung.

- 4.1 Innen- und Außenraum optimieren, z.B.:
Flugzeug- und Hubschrauber Kabinen werden den aerodynamischen Forderungen nach geringstmöglichem Querschnittsmaß ausgelegt. Die Kabine sollte den größtmöglichen Nutzraum erhalten. Dabei ist auch Sitz- oder Stehhöhe, sowie Breite einer Sitz/Gangreihe ein Auslegungskriterium.
Zulassungs- und Einbauvorschriften sind zu beachten.
Bei Kleinflugzeugen oder Großflugzeugen müssen entsprechende Vorschriften, (z.B. FAR 23 oder 25) Normen und Einbaumaße berücksichtigt werden.

5. Interior-Ergonomie (Übersicht)

- 5.1 Flugzeugführer: - Anordnungs-, Bedien- und Umgebungsergonomie
 - Sicherheits- und Notfallfunktionen,
 - Prozeß- und Verhaltensergonomie

Bord- und Kabinenpersonal: Bedien- und Wartungsergonomie

Passagiere: - Einstieg/Ausstieg,
 - Rauminformation, Bedienergonomie,
 - Sicherheit und Notfallverhalten,
 - Information und Verhaltensweisen,
 - Kabinenakzeptanz und psych. Wohlbefinden
 - Vandalismus

- 5.2 Fahrzeugfahrer: - Anordnungs-, Bedien- und Umgebungsergonomie
 - Sicherheits- und Notfallfunktionen,

Bordpersonal: Bedien- und Wartungsergonomie

Passagiere: - Einstieg/Ausstieg,
 - Rauminformation, Bedienergonomie,
 - Sicherheit und Notfallverhalten,
 - Information und Verhaltensweisen,
 - Kabinenakzeptanz und psych. Wohlbefinden

6. Entwicklungs-Aufgaben in den Interior-Räumen

- 6.1 Cockpit: Piloten/Mensch-Maschine Interface,
 Raum- und Sichtoptimierung,
 Licht- und Blendwirkung,
 Notfall- und Sicherheitsfunktionen,
 Reinigung und Wartung,
 Austauschen und Reparieren,
 Klima- und Temperaturoptimierung,

- 6.2 Kabine: Bordpersonal und Passagiere/Mensch-Maschine-Interface
 Raum- und Anordnungskonzept aller Einbausysteme
 (Sitze, Galleys, Lavatories, Stowages, Kommunikationssysteme)
 Sicherheitsfunktionen, Servicefunktionen,
 Information und Kommunikation (Bilder und Symbole anstatt Sprache)
 Notfall und Evakuierung
 Raumklima, Lüftung, Licht, Farben und Oberflächen

7. Material- und Oberflächenkriterien

7.1 Luftfahrzeuge – Interiormaterialien

Klein- oder mittlere Serie nach genauen Spezifikationen und Zulassung,

z.B.:

Brandverhalten und Rauchgasentwicklung,
 Naturnahe und recyclingfähige Materialien, (Leder, Textil, Teppich)
 Extrem leichte Materialien, (Papier- oder Alu Wabe, Hartschäume)
 Einzelfertigung per Hand oder mechanisierte Kleinserien,
 Großserien als Spritzguß- oder Hartschaum- oder Formteile,
 Oberflächen blendfrei und extrem leicht und schnell zu reinigen,

8. Empfehlungen zur Innenraumgestaltung und Konstruktion

- 8.1 - Flugzeug- Interiorbauteile sind sichtbare, durchkonstruierte Struktur-Bauteile und müssen nach den entsprechenden Anforderungen der Festigkeit in Flugrichtung mit 9, 16g oder 21g ausgelegt sein.

Alle Bauteile müssen eindeutig erkennbare Funktionen, abgerundete Kanten und

hohe Vandalismusbeständigkeit aufweisen

- einfachste Reinigung und hoher Hygienestandard muß erfüllt werden
- Bauteilmontage und Austausch defekter Einheiten in Minutenzeiten
- Klima- und Akustikoptimierung bei allen Bauteilen
- Kundenspezifische Farb-, Oberflächen und Materialvarianten
- Unfall- und Crashabsorbierende Funktionen und Bauteile

9. Kabinensysteme Beleuchtung und Elektrik

1. Designaspekte in der Kabine:

Licht und Beleuchtung jeglicher Art sind in Flugzeuginnenräumen die wesentlichste Elemente der Raumgestaltung, des Passagierkomforts, der Orientierung im Raum und zur Sicherheit der Passagiere, der Bord Crew und des Service Personals unerlässlich.

Neben den sicherheitsrelevanten Faktoren sind auch psychische und physische Kriterien wie Erkennen, Begreifen, Wohlfühlen und Angstminderung Aufgaben einer optimalen Beleuchtung.

2. Beleuchtungsarten, Technik und Anwendung

Zu den heute gebräuchlichen Beleuchtungsarten zählen Leuchtstoffröhren in unterschiedlichen Längen und Durchmessern, LED's, Halogenleuchten und Leuchtfolien. Zukünftig können auch Lichtleitfasern (über Halogenlampen), Leuchtfolien oder optimierte LED berücksichtigt werden.

2.1 Technische Faktoren

Der Einsatz verschiedener Lichtarten wird bei der Kabinenauslegung ermittelt und im Rahmen der ergonomischen und gestalterischen Kabinendefinition festgelegt.

Die verschiedenen Leuchtmittel werden an den geeigneten Stellen positioniert, montiert und verkabelt.

Dabei sind Raumbedarf, Abstand zur den nächsten Bauteilen, Umgebungstoleranz sowie ganz entscheidend Wartung, Einbau und Ausbau zu berücksichtigen.

Im Betrieb des Flugzeuges kommen der einfachen Wartung, des schnellstmöglichen Austauschs und Fehlererkennung höchste Priorität zu. (Licht an Bord ist ein Sicherheitsitem!)

2.2 Anwendung

Licht innerhalb der Kabine kann in folgende Anwendungsfelder definiert werden:

Allgemeines Kabinenlicht in dem Passagieraum und in den Exiträumen

- Leuchtstoffröhren und teilweise LED Streifen -

Passagierlicht über den Sitzen (im PSU Bereich)

- LED gebündelte Leselampen -

Anwendungslicht in den Lavatories, Galleys und Stowage-Monuments

- LED und kleine Leuchtstoffröhren –

Arbeitslicht für die Bord Crew

Not- und Sicherheitsbeleuchtung

- Batteriegepufferte Versorgung spezieller LED oder Leuchtstoffröhren -

3. Kabinenfaktoren wie Licht, Klima, Akustik

Neben dem Kabinenmedium LICHT gehören die passagierbezogenen Auswirkungen des Raumklimas und der Akustik, beide Systeme unterliegen der elektrischen Versorgung, zu den primären Kabinenfaktoren.

Die Klimaaustrittszonen (Grillverkleidungen, versteckte Fugen oder Bauteilhinterschnidungen sind designrelevante Gestaltungsaufgaben und sind eng mit der Licht-Architektur und der Bauteil-Oberflächengestaltung verbunden. Neben der ästhetischen Komponente sind Vandalismus, Wartung und Service die entscheidenden Kriterien.

Kabinenakustik wird ein dringendes zukünftiges Kabinenkriterium für die wachsenden Ansprüche des Passagierkomforts werden. Besonders auf Langstreckenflügen ist die psychische und physische Dauerbelastung der Passagiere und der Bordcrew zu beachten.

Neben den mechanischen Akustikbeeinflussungen wie schallschluckende und –dämmende Materialien und Oberflächen werden immer mehr akustisch aktive Systeme wie „Gegengeräusche“ über wandseitig montierte Lautsprecher erprobt.

4. Passagierinformation, BFE und SFE

Zu den passagierbezogenen Elektrik-Komponenten sind auch die **Informations-** und **Sicherheitsanzeigen** zu rechnen.

Neben der direkten Information am Sitzplatz wie Anzeigen im PSU oder in der Rücksitzlehne (Videoscreen) sind weitere klappbare Screens in der PSU Zone oder in den Gangbereichen oberhalb der Kopfhöhe zu nennen.

Zusätzliche **Bildschirme oder Projektionsflächen** auf den Zwischenwänden oder Monuments ergänzen die Passagierinformation.

Die zukünftigen **zusätzlichen Elektronik-Geräte wie Lap top, DVD Player, Hand Palm oder Handy** ergänzen den Passagierkomfort.

Diese passagierbezogenen Geräte bedingen aber eine entsprechende Ausstattung und Abschirmung der Kabinensysteme.

4.1 Optionale Kabinenelektronik

Im Rahmen der zukünftigen Kabinenentwicklung wird immer mehr eine kundenbezogene,

Optionale Kabinenelektronik erforderlich werden.

Dazu zählt das „**elektronische Placarding**“, sowie **die individuelle Passagieransprache** am Sitz und eine direktere Informations- und Sicherheitsansprache in allen Räumen (Lavatories, Arbeits- und Ruheräumen, Bar und sonstigen Funktionsräumen an Bord.

Crew und Bordpersonal: – Inflight Elektronik für die erweiterten Aufgaben an Bord



Seminar „Flugzeugkabine und Kabinensysteme“ im Rahmen der DGLR Jahrestagung 2004

Modul: Einbindung der Kabinenmodule in die Rumpfstruktur

Prof. Dr.-Ing. Michael Seibel

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

E-mail: Seibel@fzt.haw-hamburg.de
Internet: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Seibel>

Inhaltsübersicht

Einbindung der Kabinenmodule und -monumente in die Rumpfstruktur

- Einführung und generelle Aspekte
 - Aufgaben eines Rumpfes
 - Lastfälle eines Rumpfes
 - Rumpfbauweisen
- Schalenrumpf (Semi-Monocoque Bauweise)
 - Rumpfsektionen
 - Wesentliche Strukturelemente
 - Funktion und Belastung
- Integration der Kabinenmodule
 - Lavatory / Galley
 - Overhead Stowage Bin
 - Seat

Inhaltsübersicht

Einbindung der Kabinenmodule und -monumente in die Rumpfstruktur

- **Einführung und generelle Aspekte**
 - **Aufgaben eines Rumpfes**
 - **Lastfälle eines Rumpfes**
 - **Rumpfbauweisen**
- **Schalenrumpf (Semi-Monocoque Bauweise)**
 - Rumpfsektionen
 - Wesentliche Strukturelemente
 - Funktion und Belastung
- **Integration der Kabinenmodule**
 - Lavatory / Galley
 - Overhead Stowage Bin
 - Seat

Aufgaben eines Rumpfes

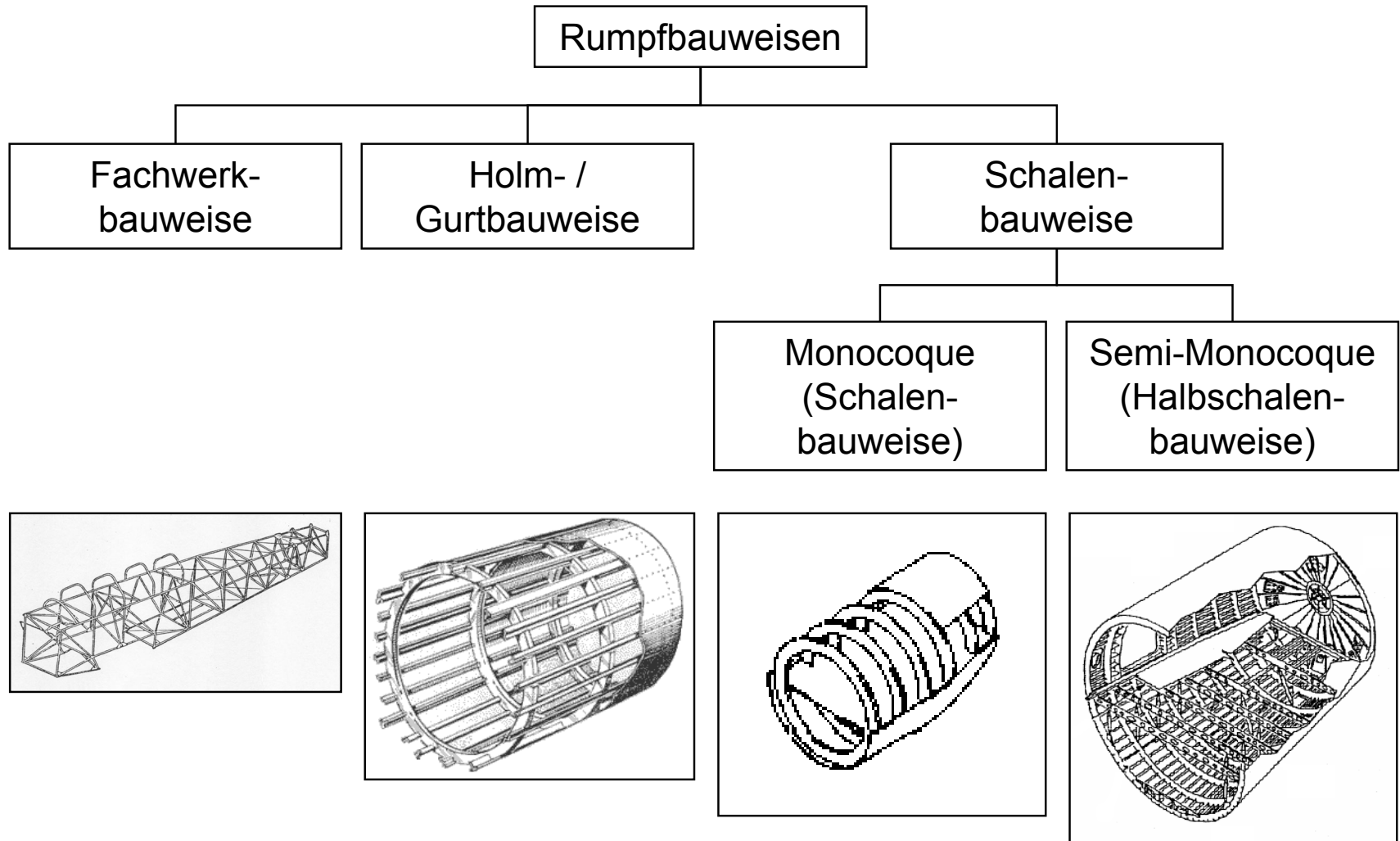
- Unterbringung von Besatzung und Nutzlast
Personen, Gepäck, Cargo
- Unterbringung von mechanischen und elektrischen Systemen sowie
Ausrüstungen und Installationen
- Schutz der Besatzung und Passagiere
z.B. Lärm, Kälte / Wärme, Luftdruck, ...
- Erfüllung von Bauvorschriften bzw. Lufttüchtigkeitsanforderungen zum
Nachweis der Flugsicherheit
- Aerodynamische Form und Gestalt
- Verbindung von Flügeln und Leitwerk (Höhen-, Seitenleitwerk)
- Anschluss bzw. Unterbringung von Fahrwerk und Triebwerk / Motor

Lastfälle eines Rumpfes

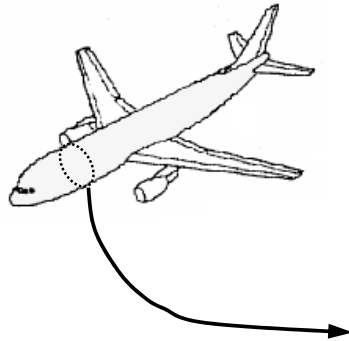
- „Einzellasten“ an den Schnittstellen zu den angeschlossenen Strukturen:
 - Flügel
 - Fahrwerk
 - Leitwerk
 - Motorträger / Triebwerk
- Trägheitskräfte durch die Nutzlast bzw. die eingebauten Systeme und Ausrüstungen
- Eigengewicht
- Kabineninnendruck bei Verkehrsflugzeugen
- Aerodynamische Lasten

- Weitere Spezialfälle wie:
 - Vogelschlag
 - Notfallszenarien bzgl. Personensicherheit

Rumpfbauweisen



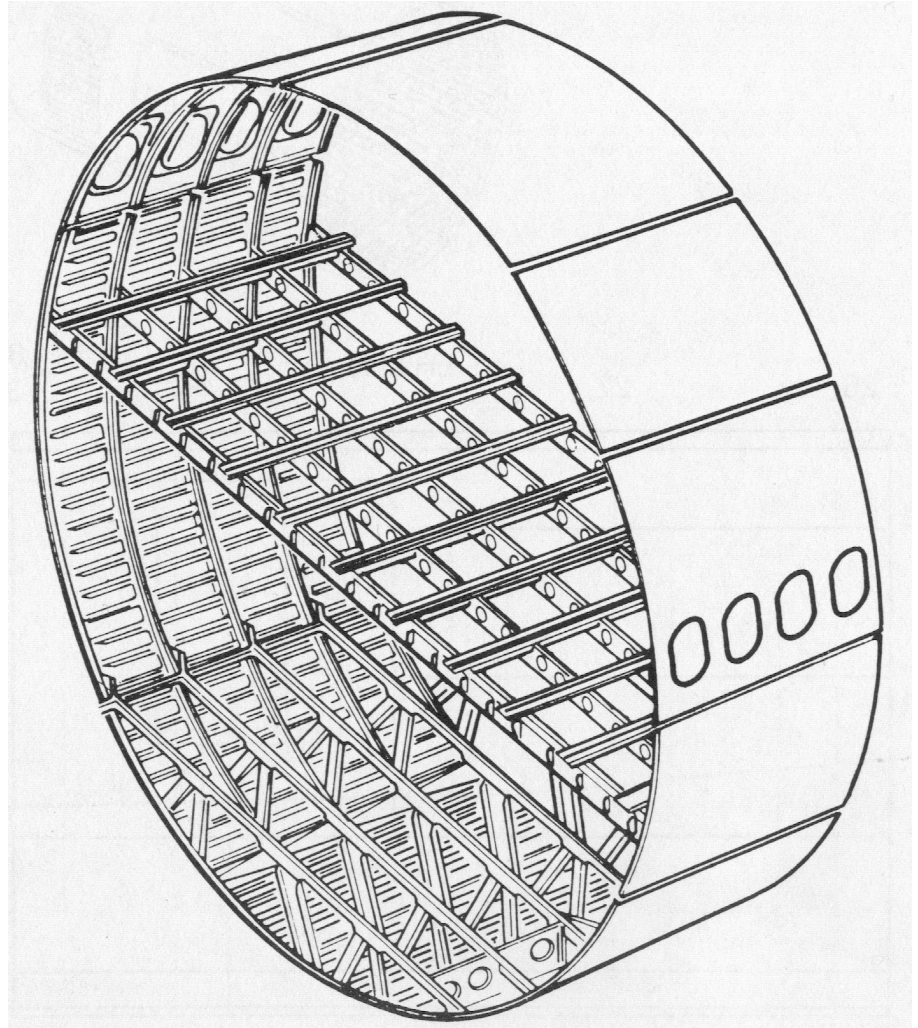
Schalenbauweise: Semi – Monocoque



Bei zivilen Verkehrsflugzeugen in weiten Teilen des Rumpfbereiches eingesetzt.

Neben den Stringern nimmt auch die Behälterung Belastungen aus Biegung und Längskraft auf.

Spante nehmen große Teile des Kabineninnendrucks auf.



Bauelemente und deren Aufgaben

Semi – Monocoque

Hautfeld:

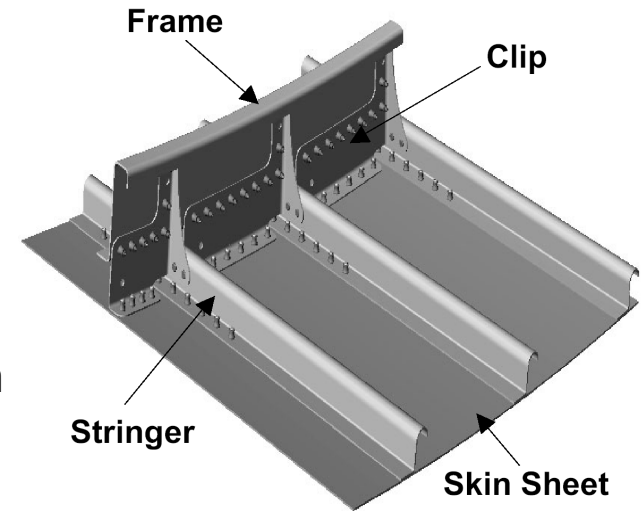
- Trägt Belastungen aus Schub, Längskräften und Biegung
- Begrenzte Aufnahme von Druckbelastungen

Stringer:

- Trägt Belastungen aus Biegung und Längskräften
- Die Längskräfte treten sowohl als Zug- als auch als Druckkräfte auf. Die Stringer sind damit das wichtigste Bauelement, welches die Druckkräfte aus Biegebeanspruchungen übernimmt.

Spante:

- Trägt die Belastungen aus Querkräften und Torsion
- Lasteinleitungselemente

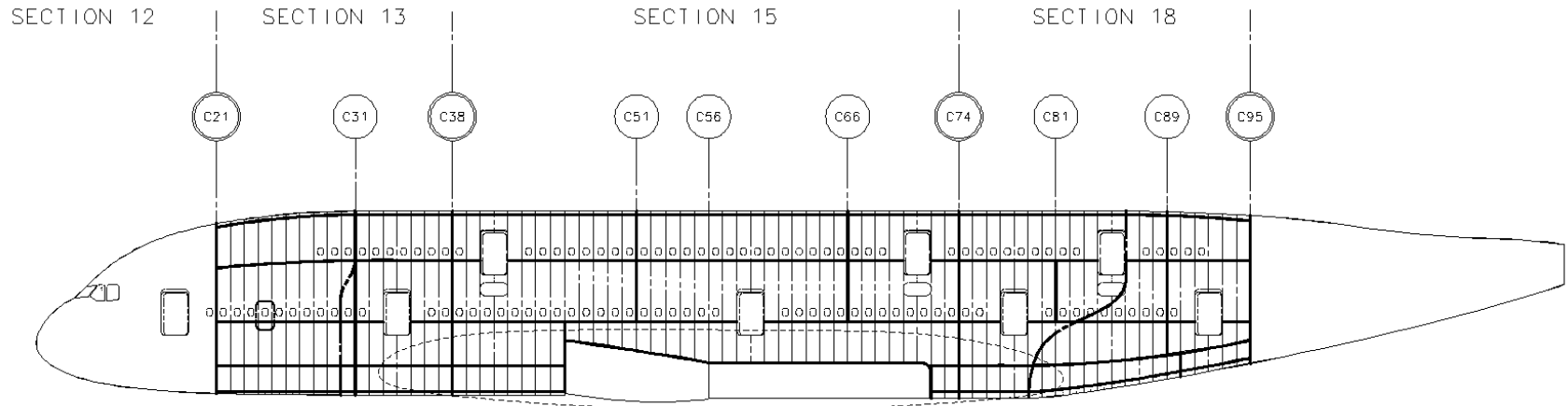


Inhaltsübersicht

Einbindung der Kabinenmodule und -monumente in die Rumpfstruktur

- Einführung und generelle Aspekte
 - Aufgaben eines Rumpfes
 - Lastfälle eines Rumpfes
 - Rumpfbauweisen
- **Schalenrumpf (Semi-Monocoque Bauweise)**
 - **Rumpfsektionen**
 - **Wesentliche Strukturelemente**
 - **Funktion und Belastung**
- Integration der Kabinenmodule
 - Lavatory / Galley
 - Overhead Stowage Bin
 - Seat

Rumpfsektionen



Rumpfnähte

→ Längsnähte

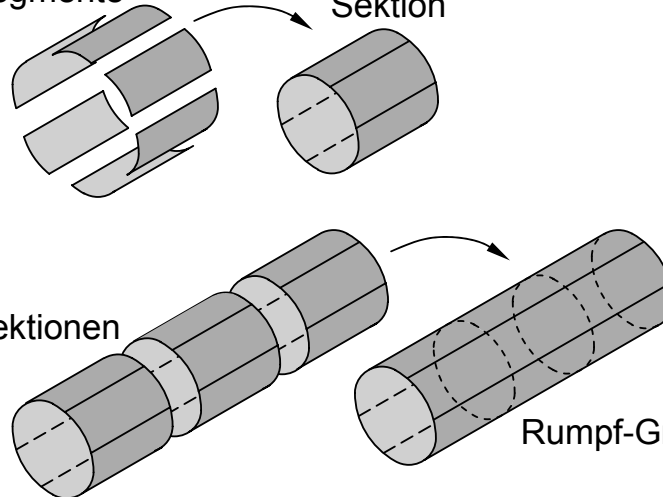
Segmente

Sektion

Sektionen

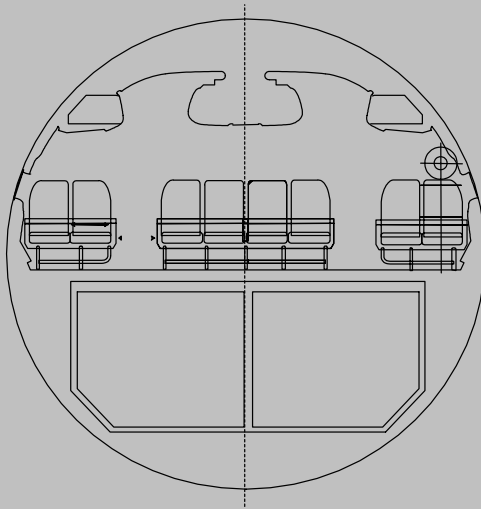
→ Quernähte

Rumpf-Großbauteil



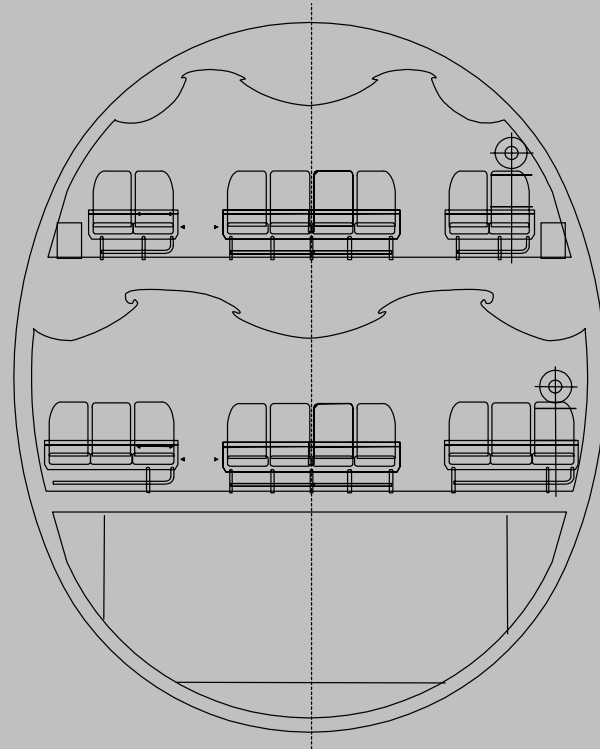
A340 vs. A380 Rumpfquerschnitt

Circular cross section
Two decks



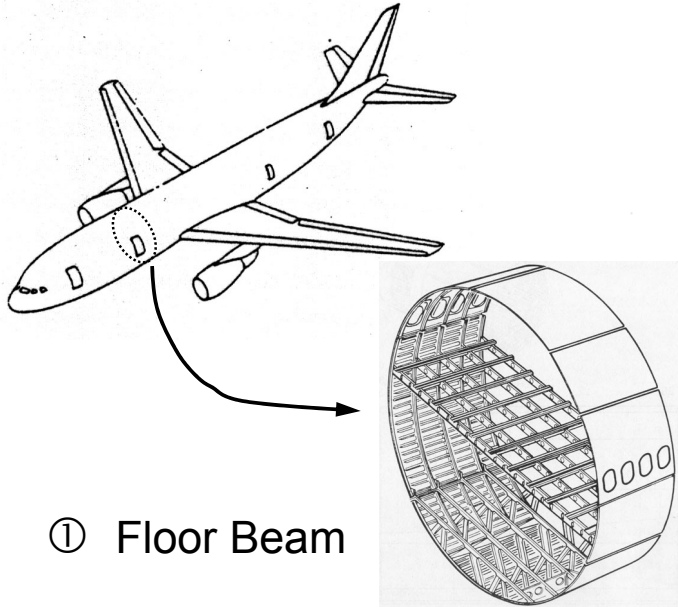
A340

Non-circular cross section
Three decks

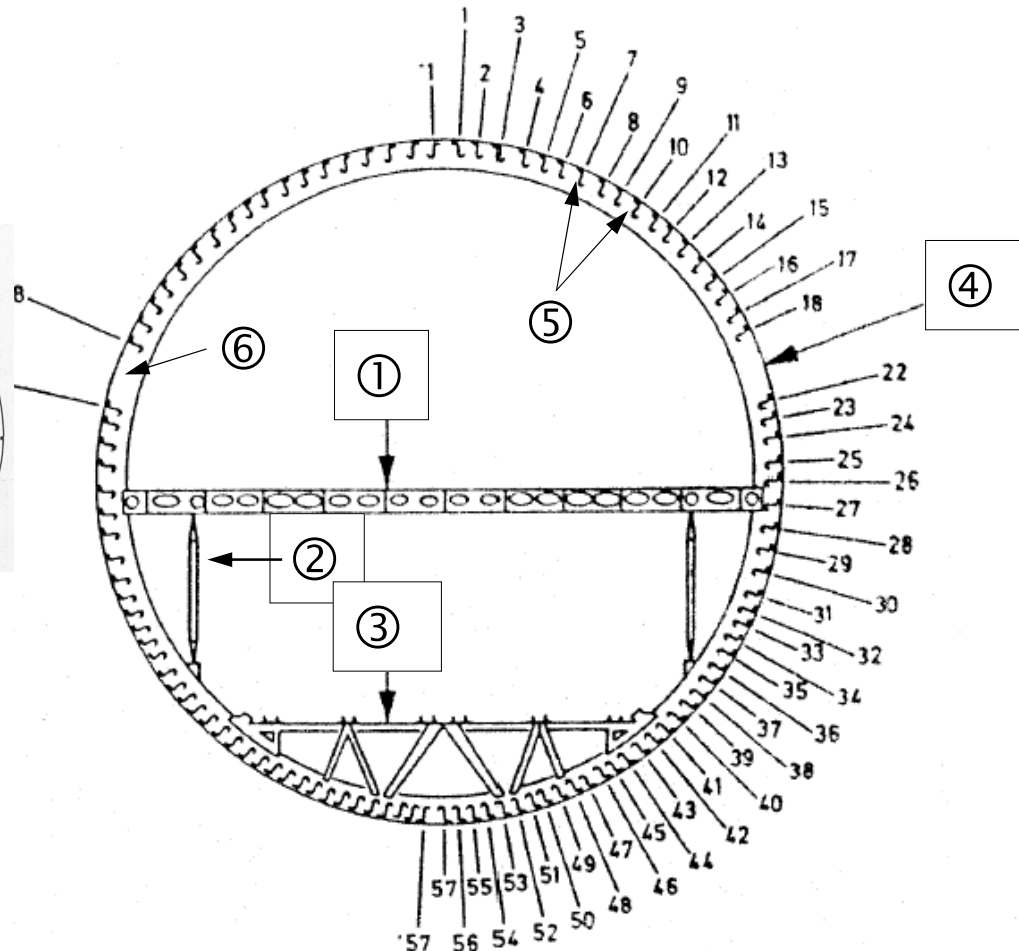


A380

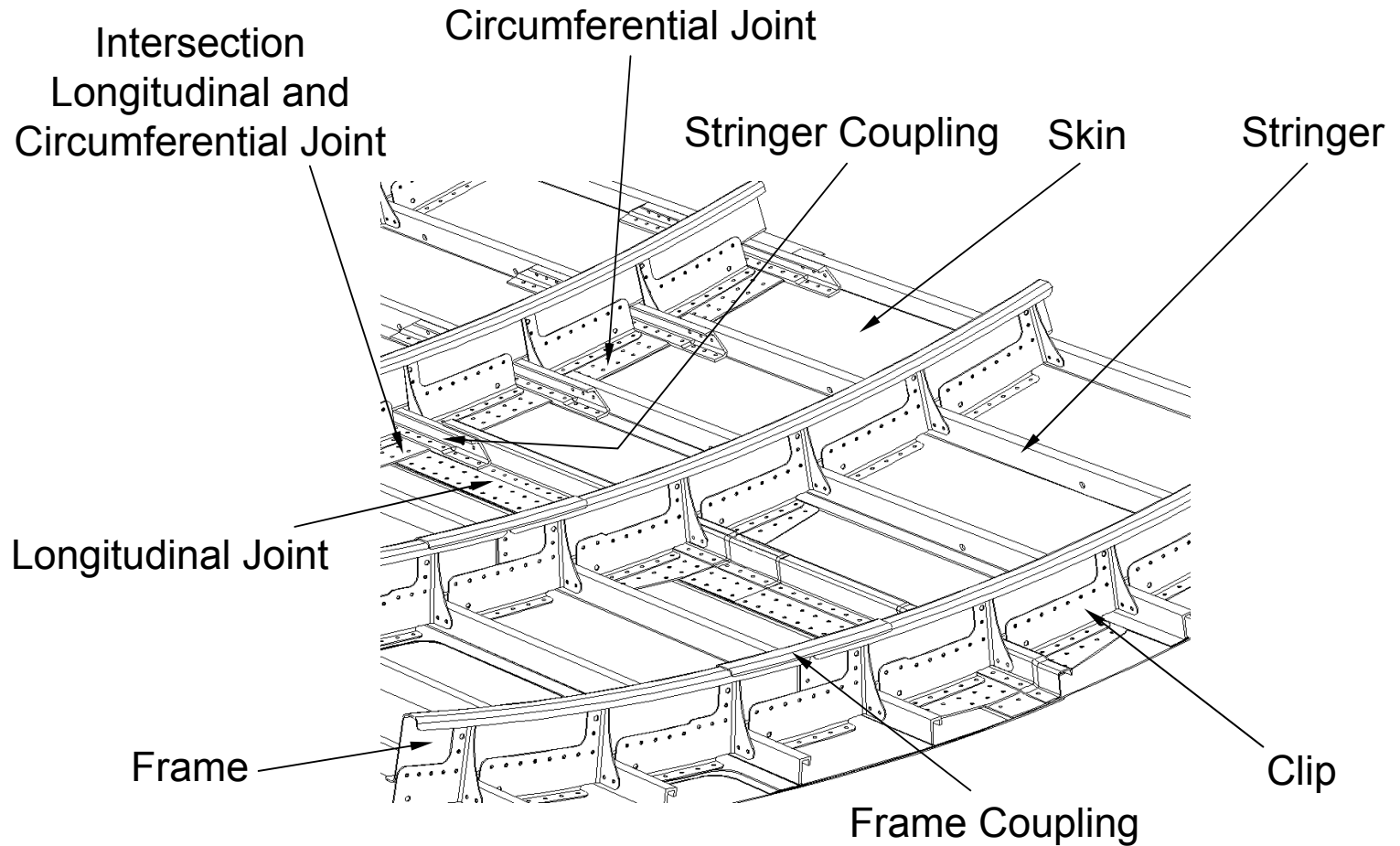
Rumpfsektionen



- ① Floor Beam
- ② Floor Struts
- ③ Cargo Floor
- ④ Skin
- ⑤ Stringer
- ⑥ Frame

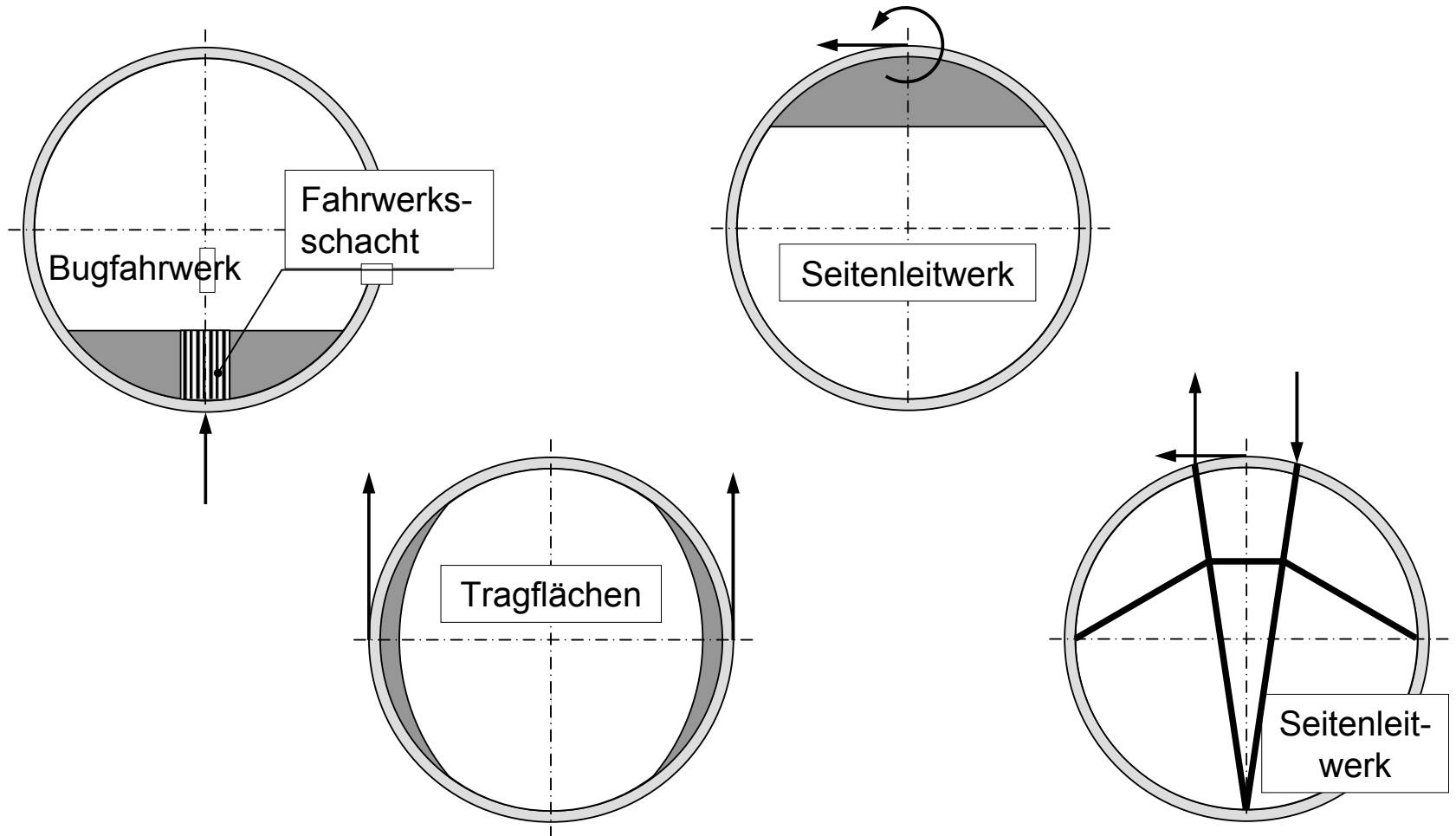


Fuselage Design Elements



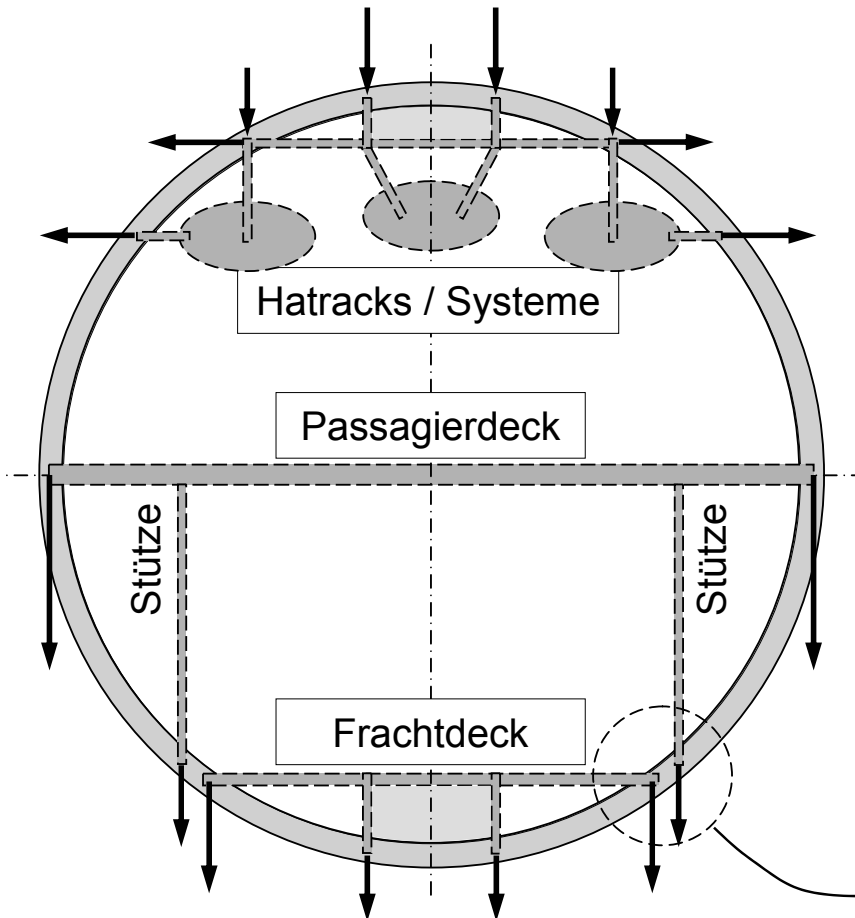
Schalenrumpf: Funktion und Belastung

Diskrete Lasteinleitungen ausschließlich in Spante

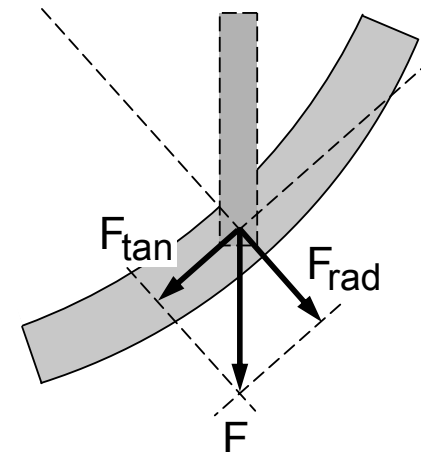


Schalenrumpf: Funktion und Belastung

Lasteinleitungen in Spante



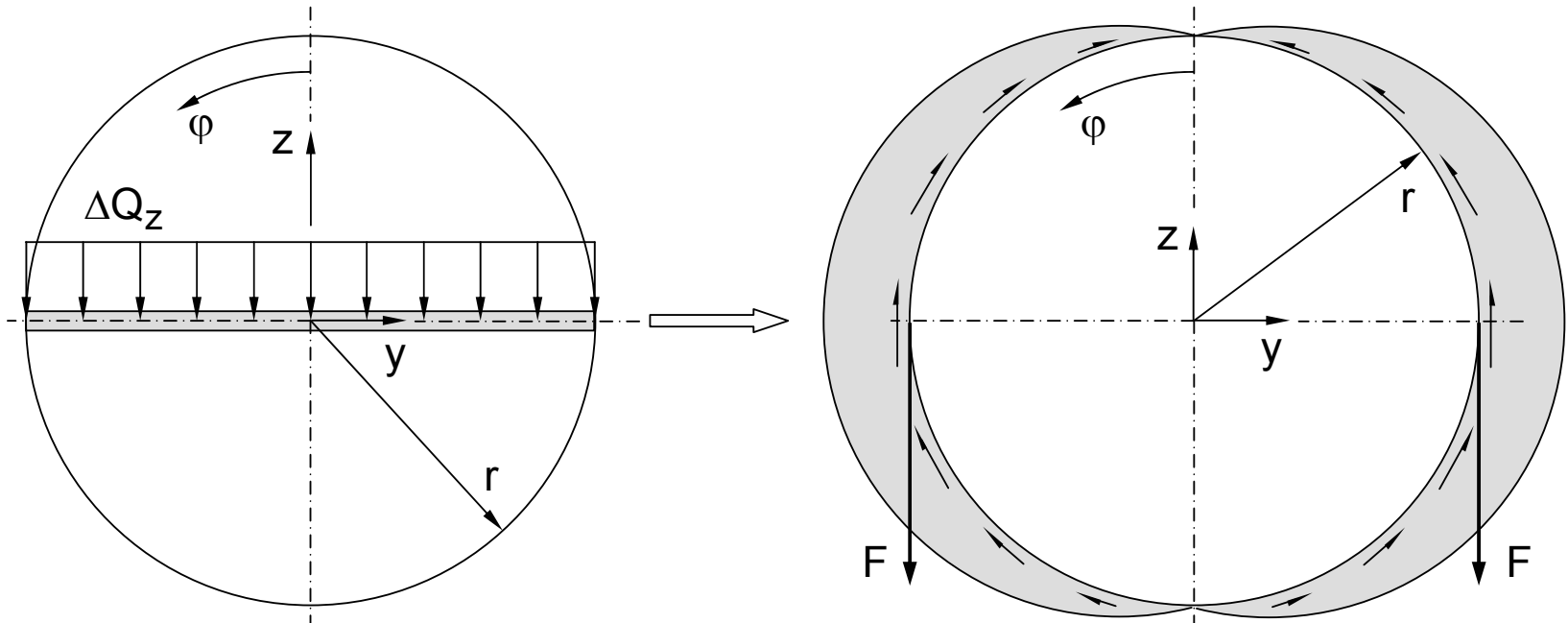
Für alle Lasteinleitungspunkte gilt:
Zerlegung der wirkenden Kraft in
eine radiale und eine tangential
Komponente



Schalenrumpf: Funktion und Belastung

Diskrete Lastenleitungen ausschließlich in Spante

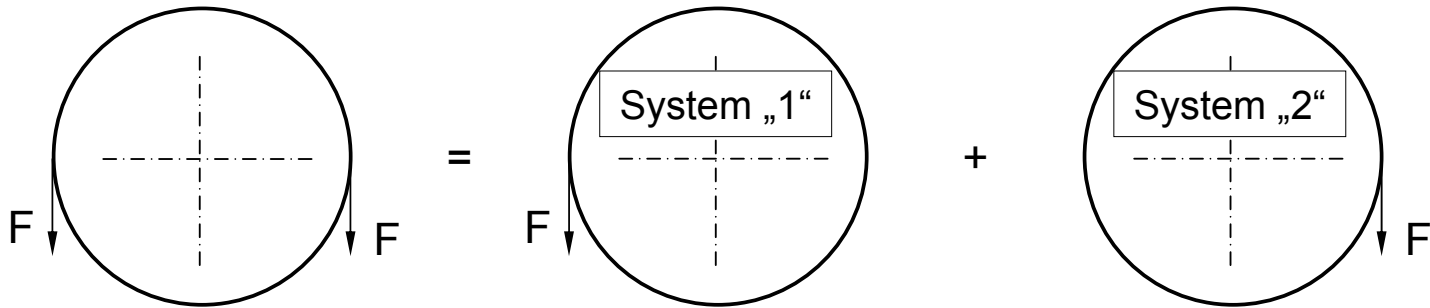
Beispiel Fußbodenträger



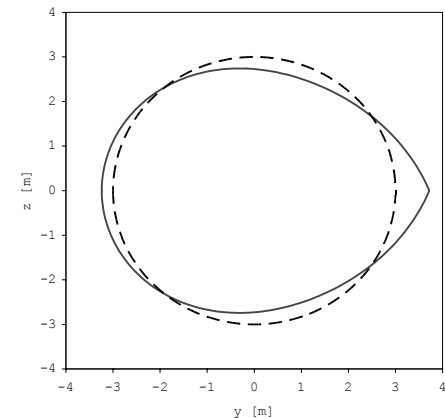
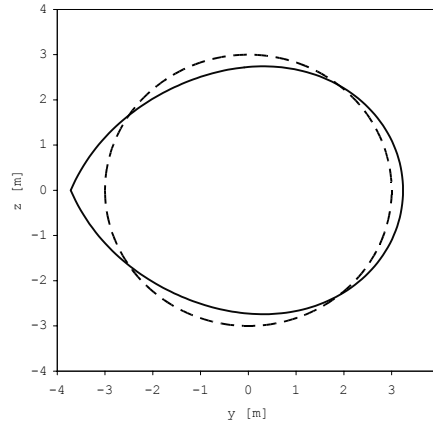
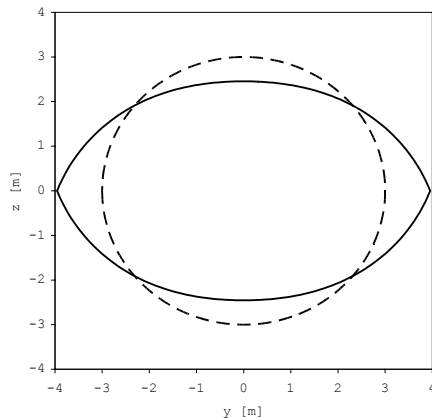
Schalenrumpf: Funktion und Belastung

Lasteinleitungen in Spante

→ Supersposition aller Einzellastfälle



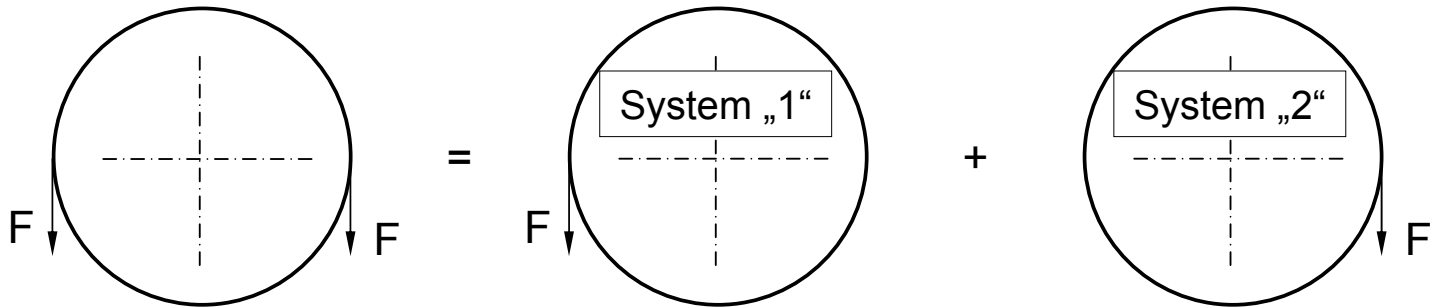
Querkraftverlauf



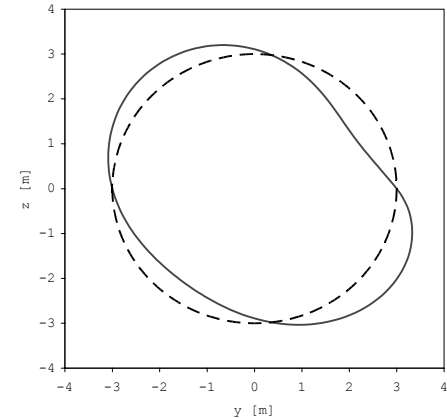
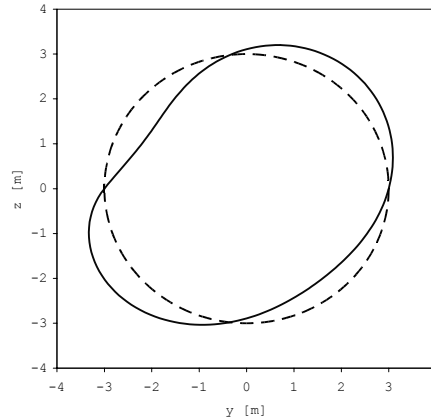
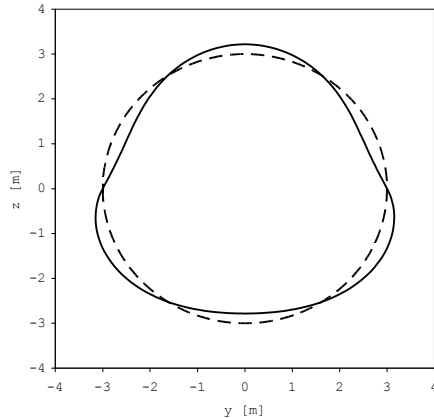
Schalenrumpf: Funktion und Belastung

Lasteinleitungen in Spante

→ Supersposition aller Einzellastfälle



Biegemomentenverlauf



Lastfall: Emergency Landing Conditions

Sec. 25.561 General.

- (a) The airplane, although it may be damaged in emergency landing conditions on land or water, must be designed as prescribed in this section to protect each occupant under those conditions.
- (b) The structure must be designed to give each occupant every reasonable chance of escaping serious injury in a minor crash landing when--
 - (1) Proper use is made of seats, belts, and all other safety design provisions;
 - (2) The wheels are retracted (where applicable); and
 - (3) The occupant experiences the following ultimate inertia forces acting separately relative to the surrounding structure:
 - (i) Upward, 3.0g
 - (ii) Forward, 9.0g
 - (iii) Sideward, 3.0g on the airframe; and 4.0g on the seats and their attachments.
 - (iv) Downward, 6.0g
 - (v) Rearward, 1.5g
- (c) The supporting structure must be designed to restrain, under all loads up to those specified in paragraph (b)(3) of this section, each item of mass that could injure an occupant if it came loose in a minor crash landing.
- (d) Seats and items of mass (and their supporting structure) must not deform under any loads up to those specified in paragraph (b)(3) of this section in any manner that would impede subsequent rapid evacuation of occupants.

Lastfall: Emergency Landing Conditions

Sec. 25.562 Emergency landing dynamic conditions.

- (a) The seat and restraint system in the airplane must be designed as prescribed in this section to protect each occupant during an emergency landing condition when--
 - (1) Proper use is made of seats, safety belts, and shoulder harnesses provided for in the design; and
 - (2) The occupant is exposed to loads resulting from the conditions prescribed in this section.
- (b) Each seat type design approved for crew or passenger occupancy during takeoff and landing must successfully complete dynamic tests or be demonstrated by rational analysis based on dynamic tests of a similar type seat, in accordance with each of the following emergency landing conditions. The tests must be conducted with an occupant simulated by a 170-pound anthropomorphic test dummy, as defined by 49 CFR Part 572, Subpart B, or its equivalent, sitting in the normal upright position.
 - (1) A change in downward vertical velocity (Dv) of not less than 35 feet per second, with the airplane's longitudinal axis canted downward 30 degrees with respect to the horizontal plane and with the wings level. Peak floor deceleration must occur in not more than 0.08 seconds after impact and must reach a minimum of 14g.
 - (2) A change in forward longitudinal velocity (Dv) of not less than 44 feet per second, with the airplane's longitudinal axis horizontal and yawed 10 degrees either right or left, whichever would cause the greatest likelihood of the upper torso restraint system (where installed) moving off the occupant's shoulder, and with the wings level. Peak floor deceleration must occur in not more than 0.09 seconds after impact and must reach a minimum of 16g. Where floor rails or floor fittings are used to attach the seating devices to the test fixture, the rails or fittings must be misaligned with respect to the adjacent set of rails or fittings by at least 10 degrees vertically (i.e., out of Parallel) with one rolled 10 degrees.

....

Lastfall: Emergency Landing Conditions

Sec. 25.562 Emergency landing dynamic conditions. (cont'd)

- (c) The following performance measures must not be exceeded during the dynamic tests conducted in accordance with paragraph (b) of this section:
- (1) Where upper torso straps are used for crewmembers, tension loads in individual straps must not exceed 1,750 pounds. If dual straps are used for restraining the upper torso, the total strap tension loads must not exceed 2,000 pounds.
 - (2) The maximum compressive load measured between the pelvis and the lumbar column of the anthropomorphic dummy must not exceed 1,500 pounds.
 - (3) The upper torso restraint straps (where installed) must remain on the occupant's shoulder during the impact.
 - (4) The lap safety belt must remain on the occupant's pelvis during the impact.
 - (5) Each occupant must be protected from serious head injury under the conditions prescribed in paragraph (b) of this section. Where head contact with seats or other structure can occur, protection must be provided so that the head impact does not exceed a Head Injury Criterion (HIC) of 1,000 units. The level of HIC is defined by the equation:

$$HIC = \left\{ \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}$$

Where:

t_1 is the initial integration time,

t_2 is the final integration time, and

$a(t)$ is the total acceleration vs. time curve for the head strike, and where

(t) is in seconds, and (a) is in units of gravity (g).

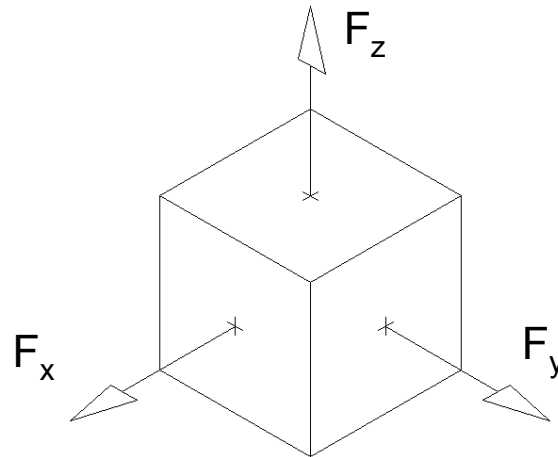
Lastfall: Emergency Landing Conditions

Sec. 25.562 Emergency landing dynamic conditions. (cont'd)

- (6) Where leg injuries may result from contact with seats or other structure, protection must be provided to prevent axially compressive loads exceeding 2,250 pounds in each femur.
- (7) The seat must remain attached at all points of attachment, although the structure may have yielded.
- (8) Seats must not yield under the tests specified in paragraphs (b)(1) and (b)(2) of this section to the extent they would impede rapid evacuation of the airplane occupants.

→ Massenkräfte in alle drei Koordinatenrichtungen

$$F = m \cdot a$$



Lastniveaus: Limit Load vs. Ultimate Load

- „Limit Load“ = Sichere Last
maximaler Wert für einen Lastfall, der während des normalen Betriebs auftreten kann (i.d.R. nur einige wenige Male)
- Keine bleibende Verformung der Struktur bis Limit Load
 - Kein Beulen (Knicken) der Struktur bis Limit Load
- „Ultimate Load“ = Bruchlast
Ultimate Load tritt im Normalbetrieb nicht auf (Sicherheitsreserve)
- Strukturversagen ist oberhalb Ultimate Load erlaubt
 - Zwischen Limit Load und Ultimate Load:
 - Bleibende Verformung erlaubt
 - Beulen (Knicken) erlaubt

Sicherheitsfaktor – allgemein

Gemäß JAR / FAR 25:

Sec. 25.303 Factor of safety.

Unless otherwise specified, a factor of safety of 1.5 must be applied to the prescribed limit load which are considered external loads on the structure. When a loading condition is prescribed in terms of ultimate loads, a factor of safety need not be applied unless otherwise specified.

$$\text{"ultimate load"} = j \cdot \text{"limit load"}$$

$$j = 1.5$$

Sicherheitsfaktoren werden eingesetzt zur Abdeckung von Unsicherheiten bei

- Lastermittlung
- Berechnung
- Fertigung

Sicherheitsfaktoren – speziell

Gemäß JAR / FAR 25:

Sec. 25.619 Special factors.

The factor of safety prescribed in Sec. 25.303 must be multiplied by the highest pertinent special factor of safety prescribed in Secs. 25.621 through 25.625 for each part of the structure whose strength is

- (a) Uncertain;
- (b) Likely to deteriorate in service before normal replacement; or
- (c) Subject to appreciable variability because of uncertainties in manufacturing processes or inspection methods.

Sec. 25.621 Casting factors. $\rightarrow j_r = 1.0 \dots 2.0$

Sec. 25.623 Bearing factors. $\rightarrow j_r = \text{t.b.d.}$

Sec. 25.625 Fitting factors. $\rightarrow j_r = 1.15$

Sowie weitere Einzelfälle (z.B. control surface hinge, composites, pressurized cabin loads, usw.)

Dimensionierungslasten

Limit Load: $F_{LL} = n \cdot m \cdot g$

Ultimate Load: $F_{UL} = j \cdot j_r \cdot F_{LL}$
 $= j \cdot j_r \cdot n \cdot m \cdot g$

Sicherheitsfaktoren entfallen bei außergewöhnlichen Vorfällen:

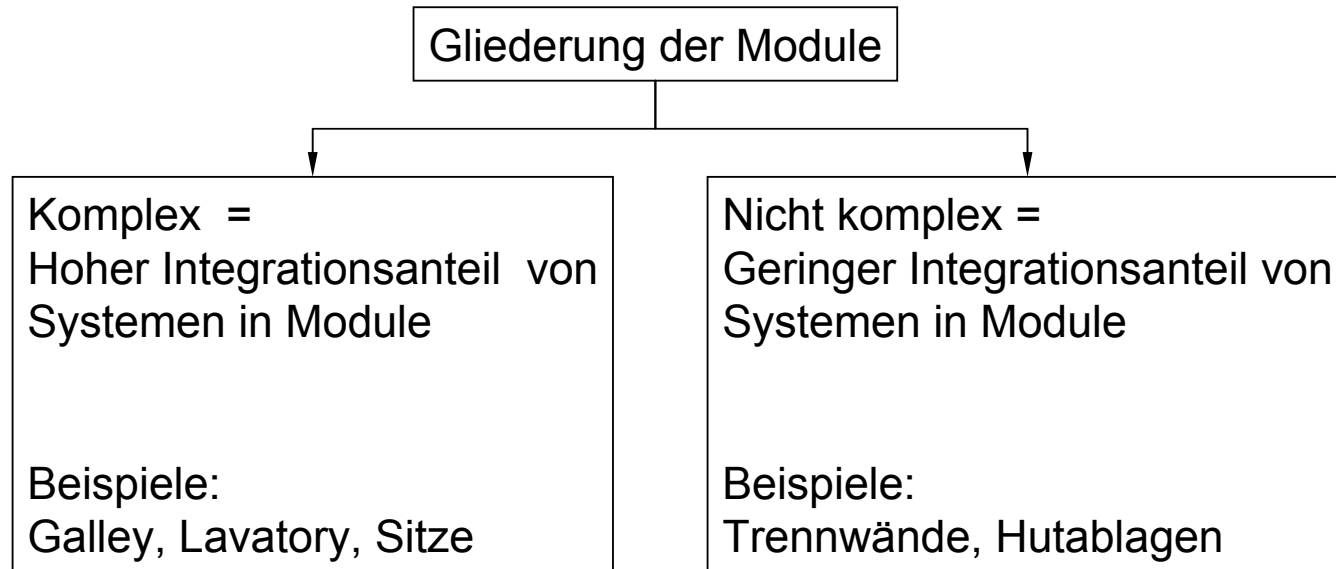
- Crashlastfälle (vgl. Sec. 25.561)
Sind als „Ultimate Load“ definiert
- Fail Safe Fälle
Werden mit $j=1.0$ nachgewiesen

Inhaltsübersicht

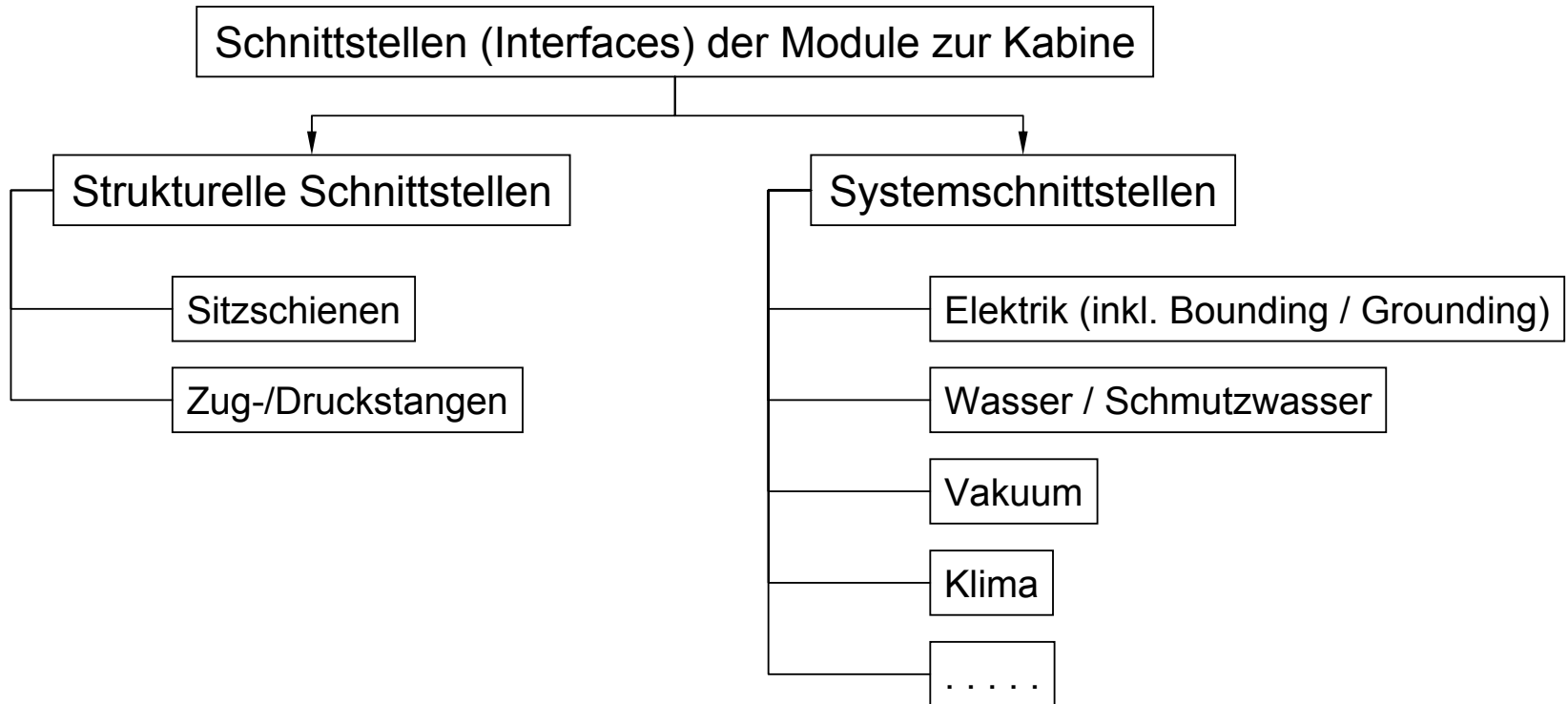
Einbindung der Kabinenmodule und -monumente in die Rumpfstruktur

- Einführung und generelle Aspekte
 - Aufgaben eines Rumpfes
 - Lastfälle eines Rumpfes
 - Rumpfbauweisen
- Schalenrumpf (Semi-Monocoque Bauweise)
 - Rumpfsektionen
 - Wesentliche Strukturelemente
 - Funktion und Belastung
- **Integration der Kabinenmodule**
 - **Lavatory / Galley**
 - **Overhead Stowage Bin**
 - **Seat**

Charakterisierung von Schnittstellen

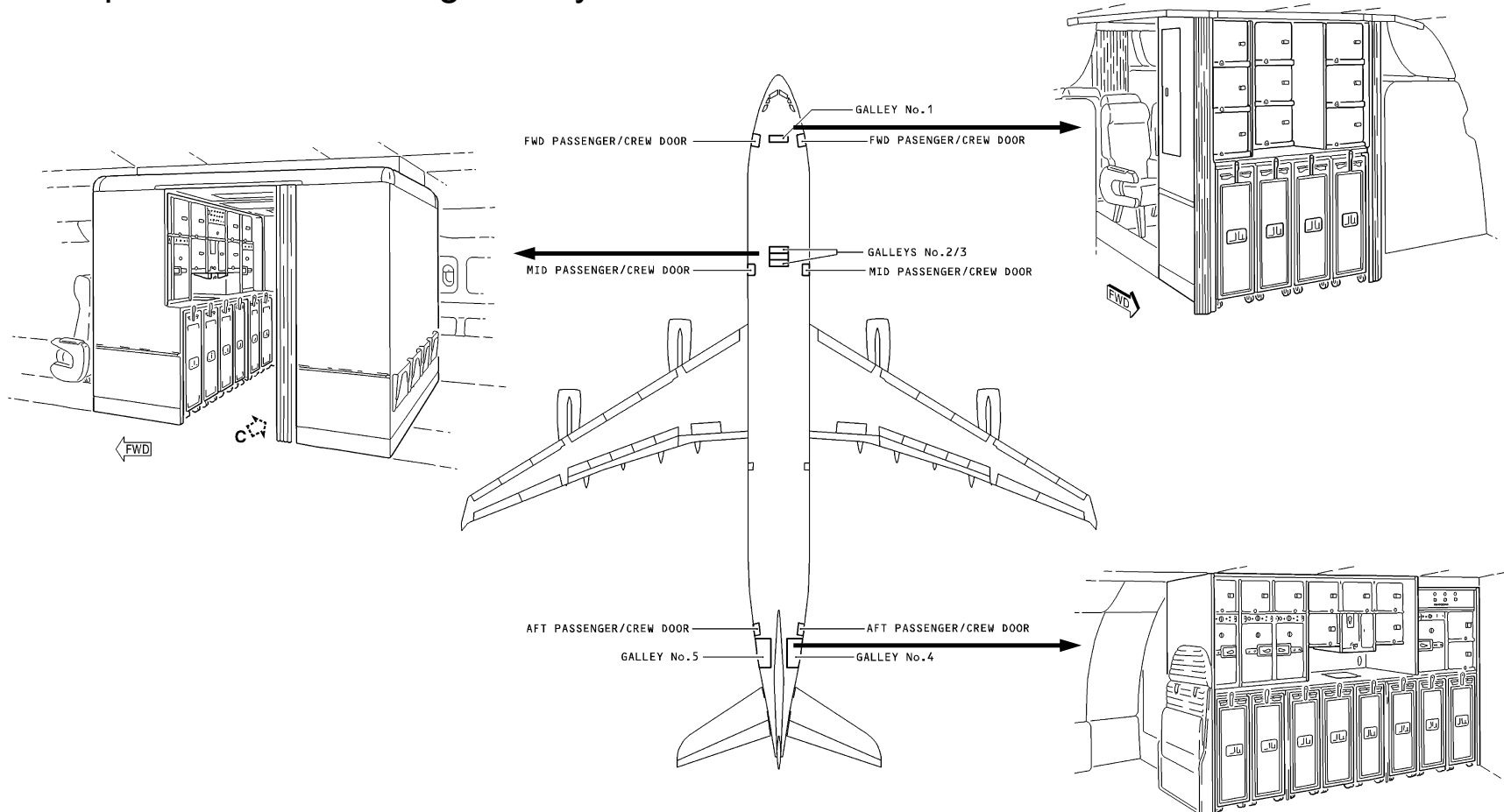


Charakterisierung von Schnittstellen



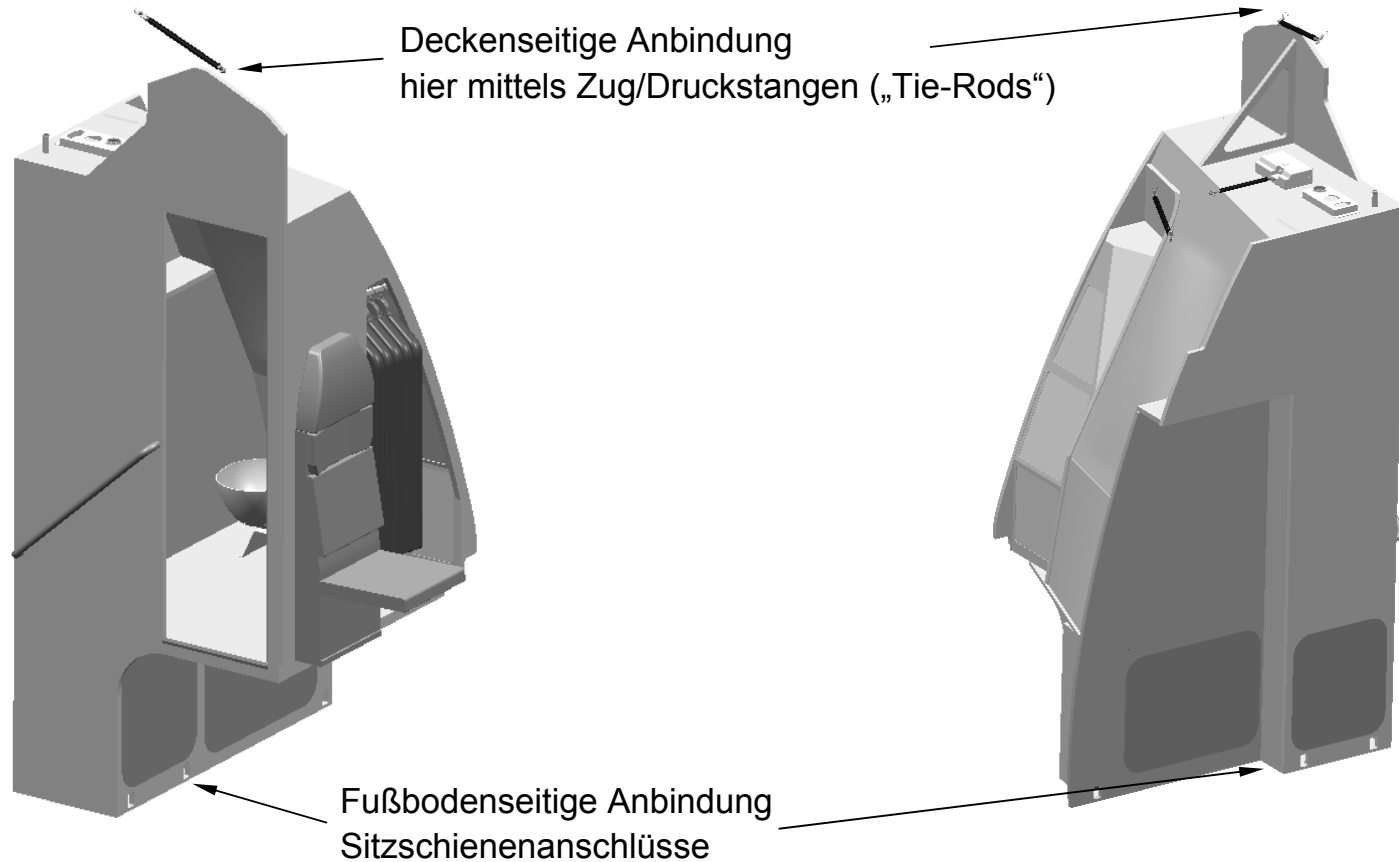
Struktur - Schnittstellen

Beispielhafte Darstellung: Galley



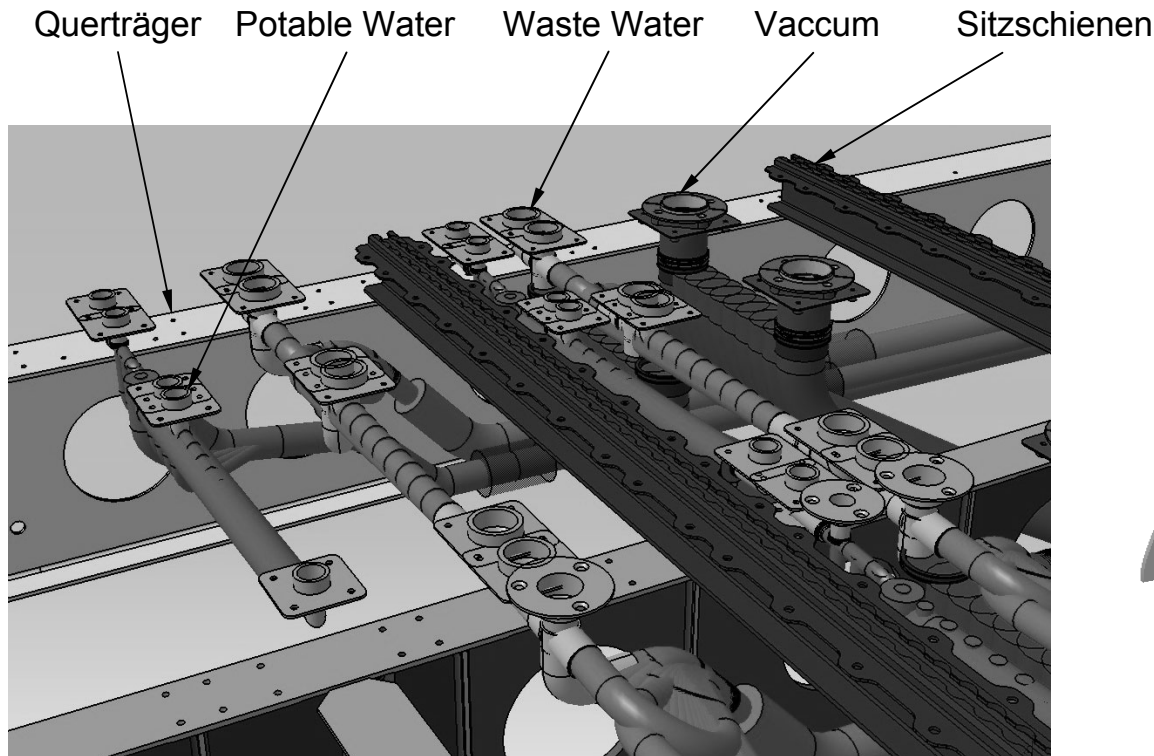
Struktur - Schnittstellen

Beispielhafte Darstellung: Strukturelle Anbindung Lavatory

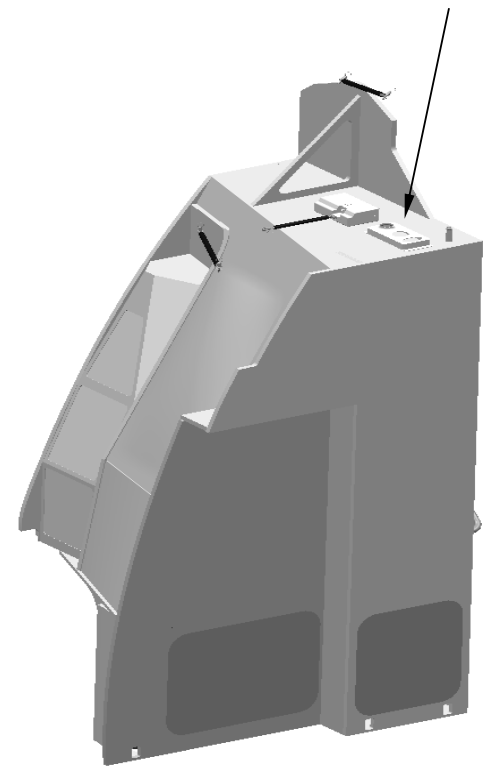


Systeme - Schnittstellen

Beispielhafte Darstellung: Systemschnittstellen Lavatory

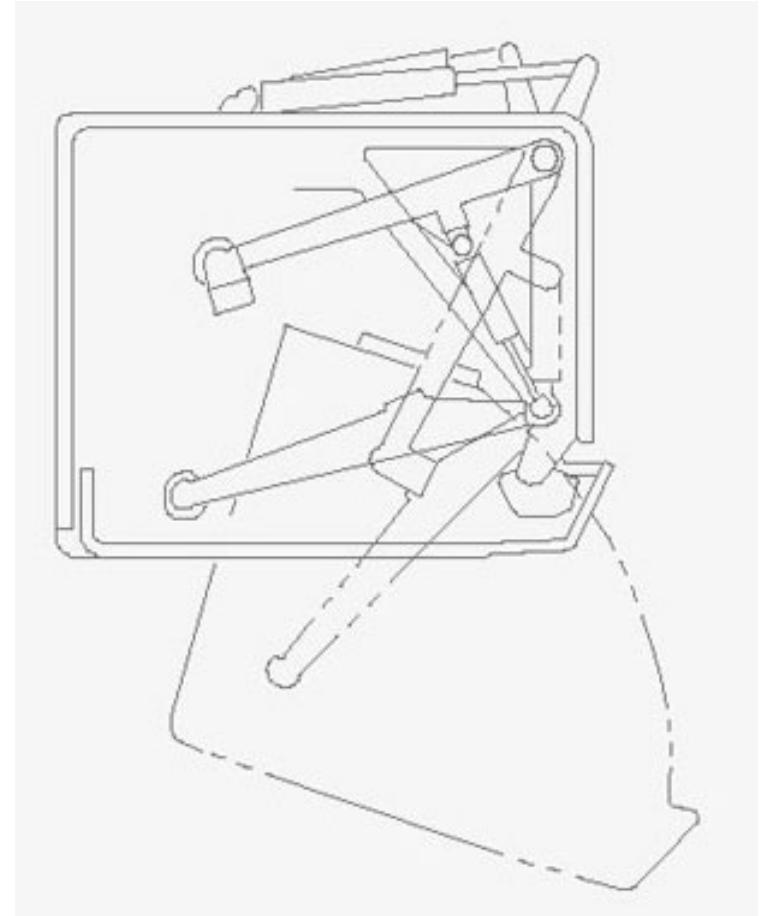
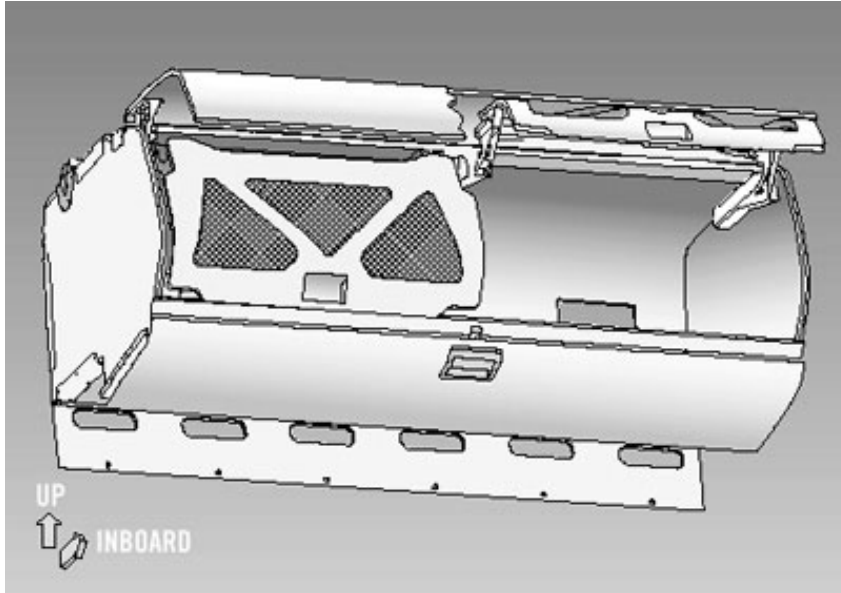


Systemseitiger Anschluß
an die Luftversorgung

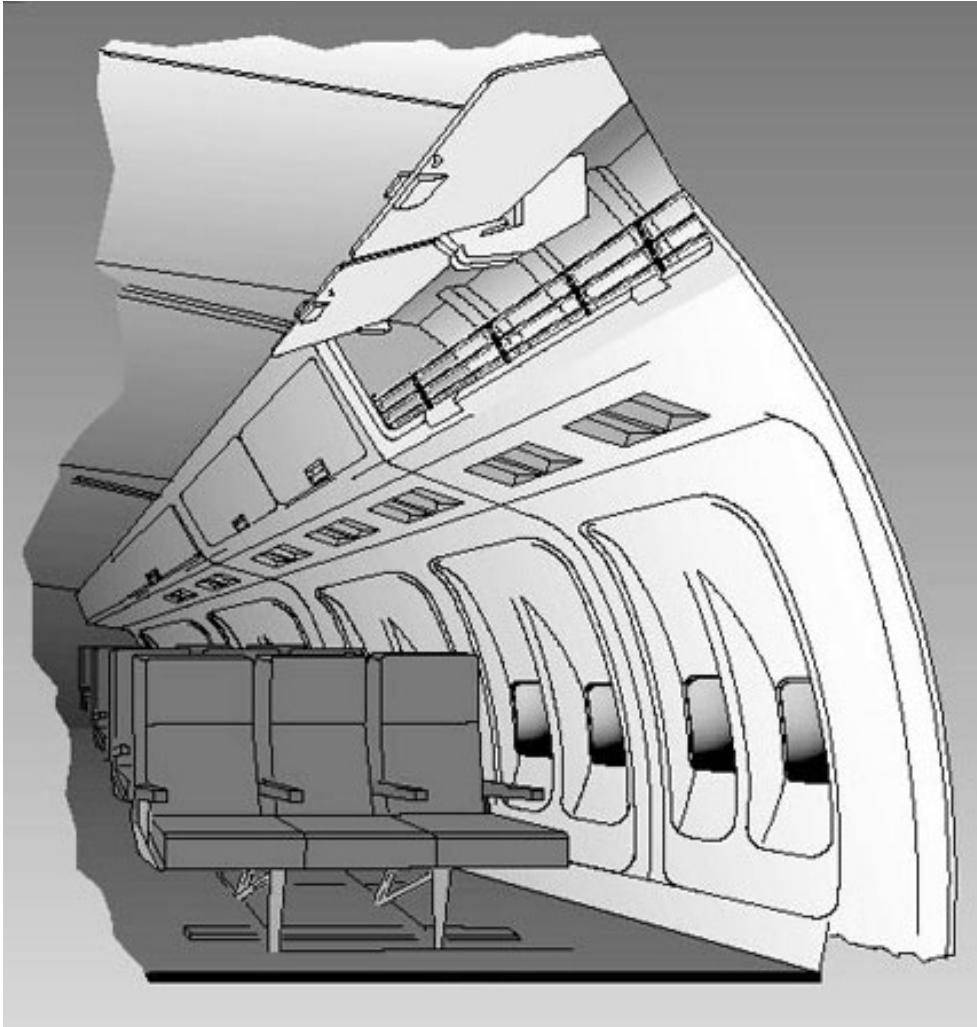


Beispielhafte Darstellung der bodenseitigen Systemschnittstellen:
Potable Water, Waste Water & Vacuum

Overhead Stowage Bin



Overhead Stowage Bin



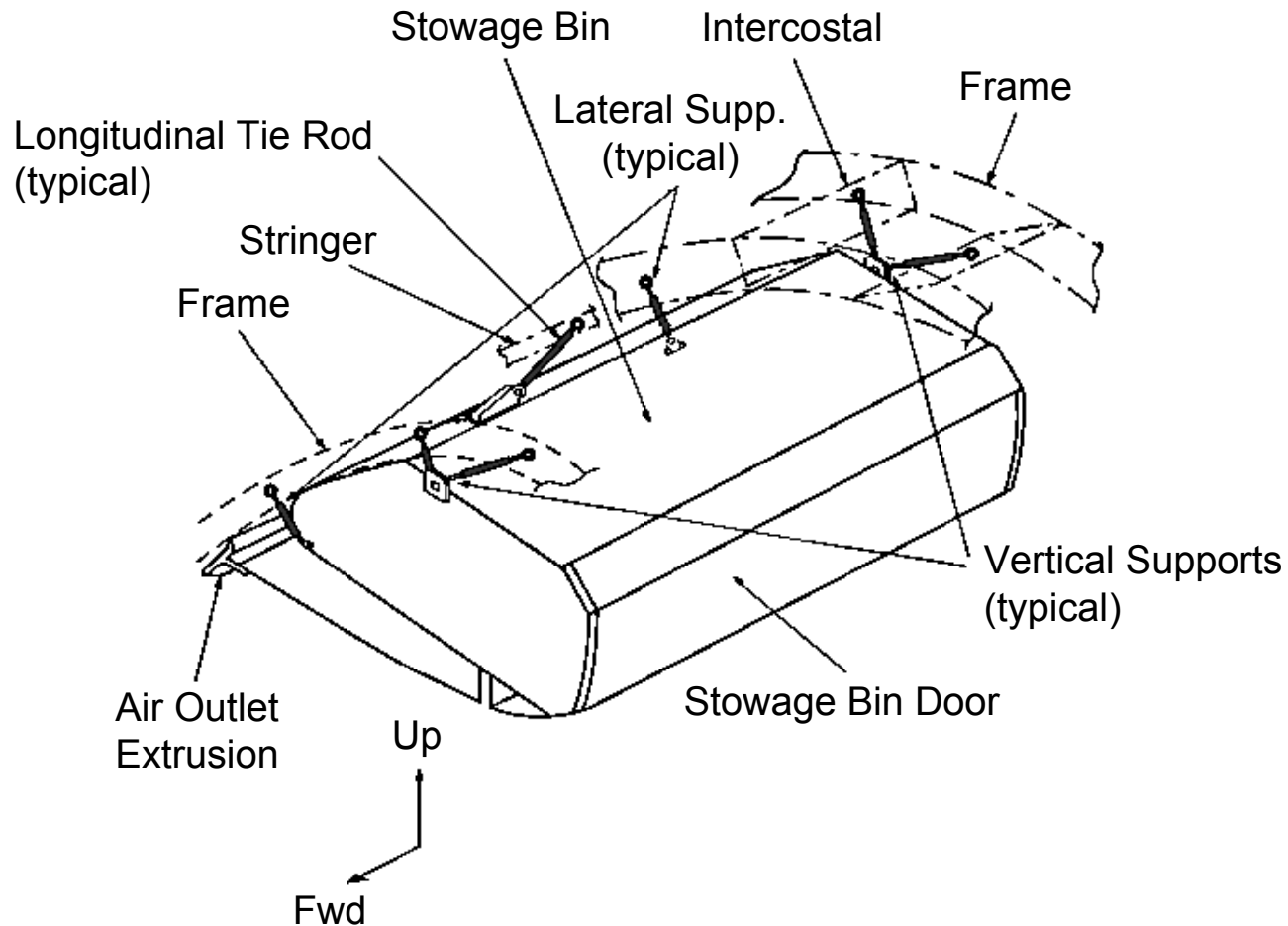
Dimensionen und Gewicht (Beispiele)

Länge	1500 mm
Eigengewicht	24 kg
Zuladung	55 kg

Länge	3000 mm
Eigengewicht	42 kg
Zuladung	95 kg

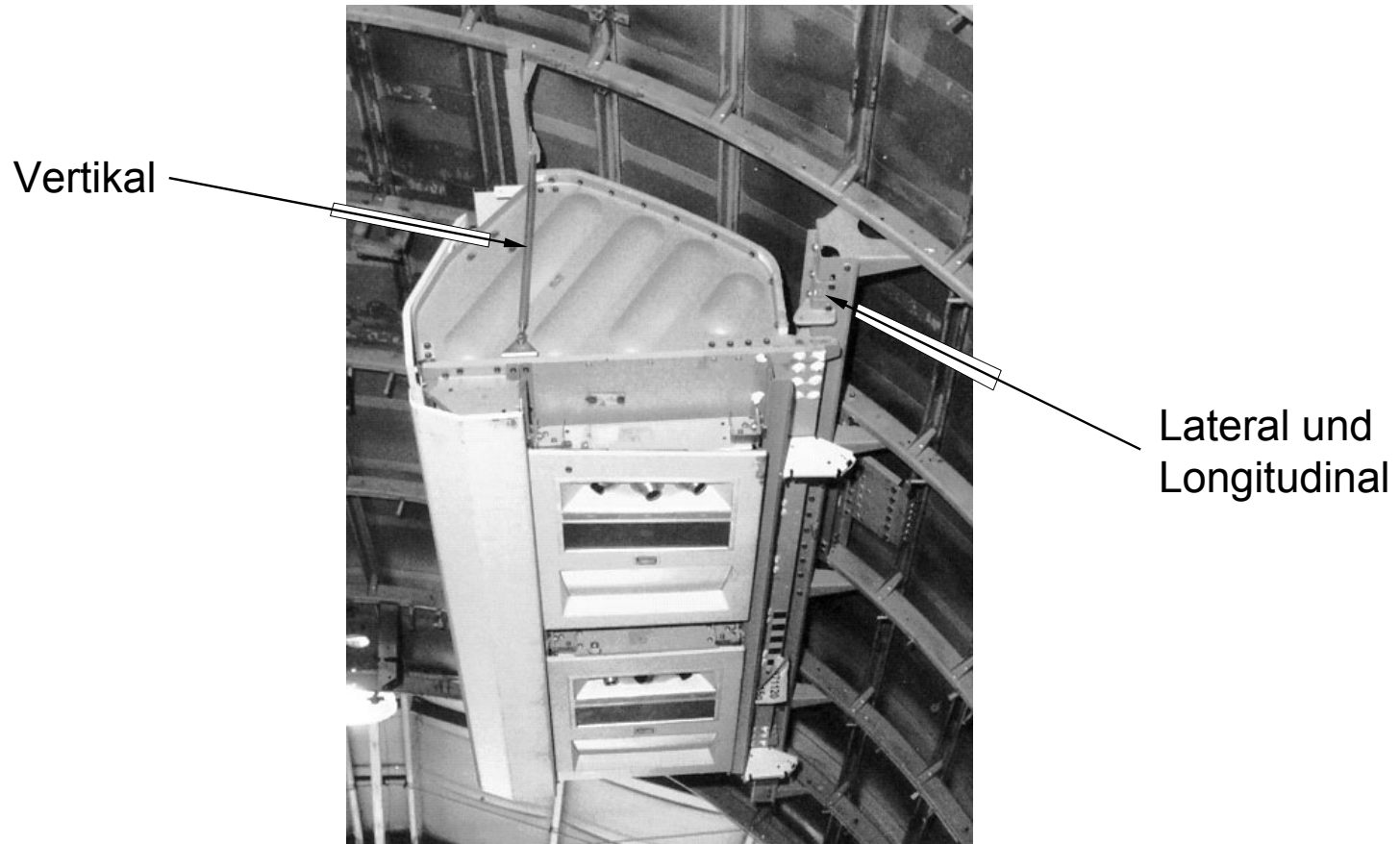
Overhead Stowage Bin

Lastaufnahme der Massenkräfte in alle drei Koordinatenrichtungen

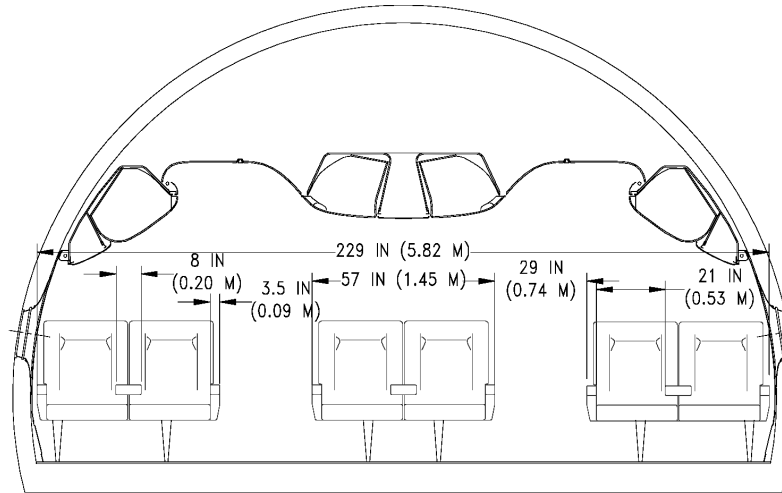


Overhead Stowage Bin

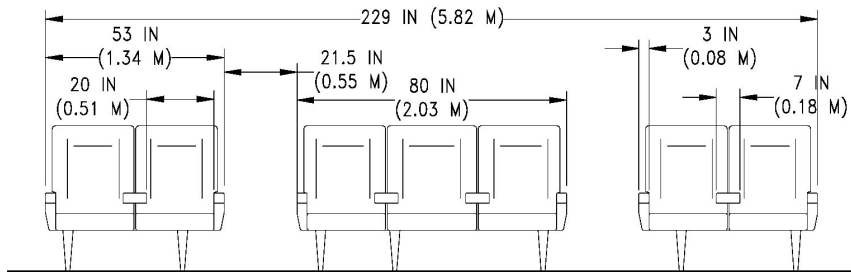
Lastaufnahme der Massenkräfte in alle drei Koordinatenrichtungen



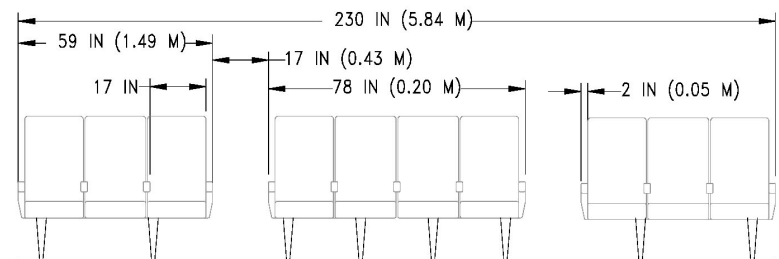
Seat Arrangements (... Boeing B777 ...)



FIRST CLASS SEATING
SIX ABREAST



BUSINESS CLASS SEATING
SEVEN-ABREAST



ECONOMY CLASS SEATING
TEN-ABREAST

Aircraft Seats

Crashlasten (Emergency Landing Conditions)



RECARO
AIRCRAFT SEATING

Mechanical

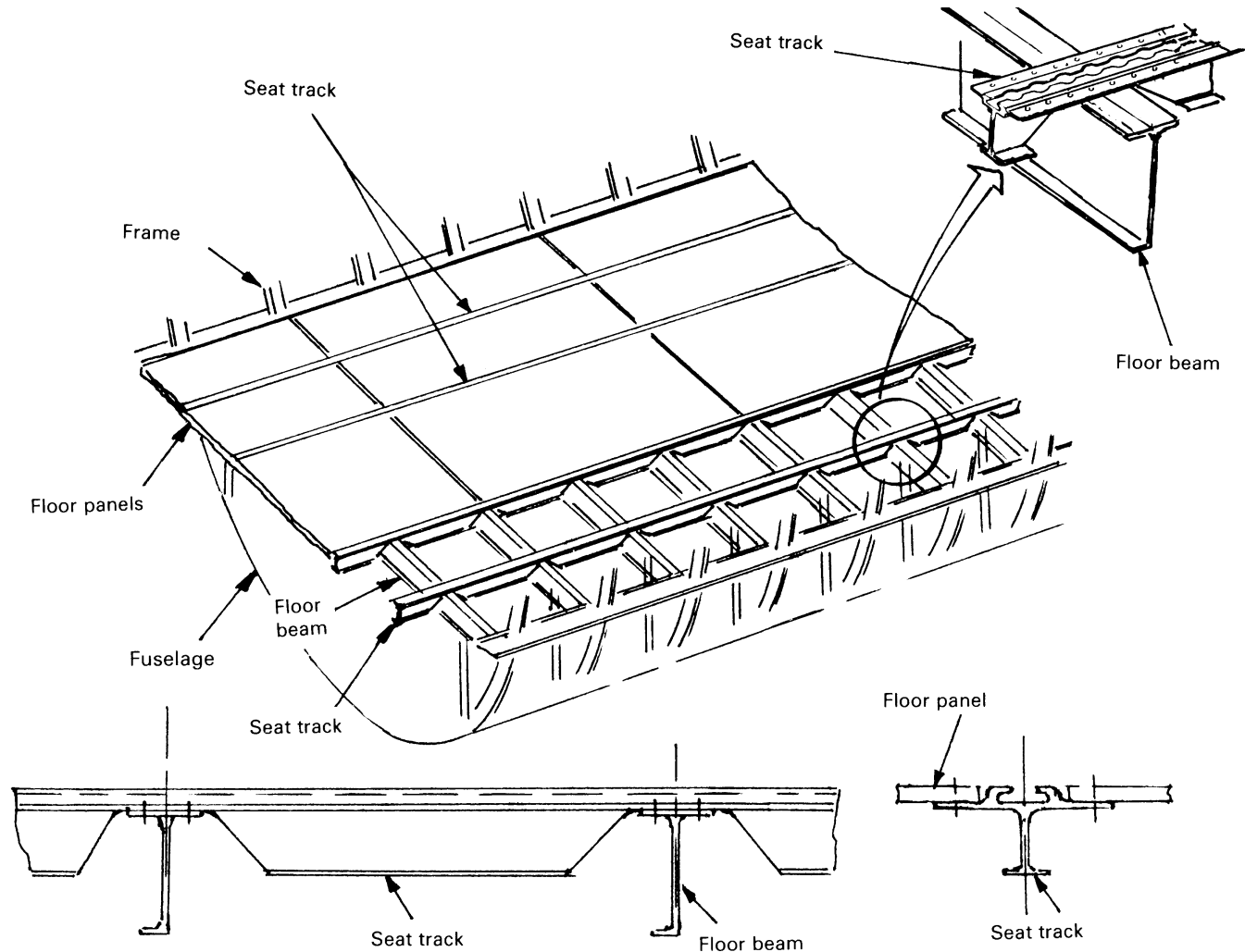
The seat frames will be tested to the following loads:

Static:	Forward	9,0 g
	Side	4,0 g
	Aft	1,5 g
	Down	8,6 g
	Up	5,4 g

Dynamic:	Forward/Sideward	16,0 g
	Downward/Forward	14,0 g



Transport Aircraft Passenger Flooring





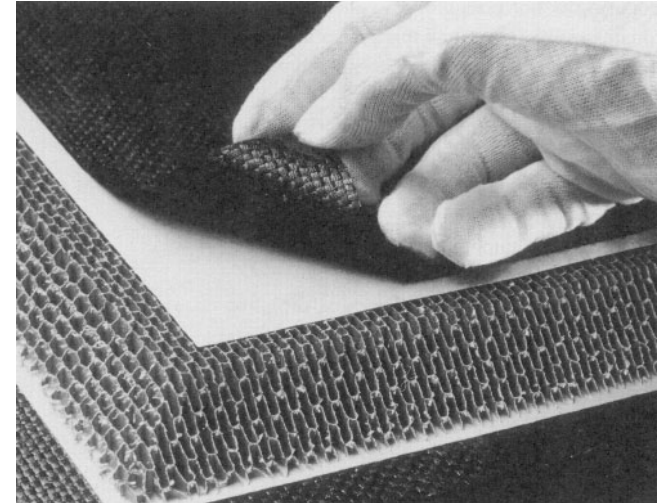
Seminar „Flugzeugkabine und Kabinensysteme“ im Rahmen der DGLR Jahrestagung 2004

Modul: Faserverbund- und Sandwichtechnologie

Prof. Dr.-Ing. Michael Seibel

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

E-mail: Seibel@fzt.haw-hamburg.de
Internet: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Seibel>



Modul: Faserverbund- und Sandwichtechnologie

Inhaltsübersicht

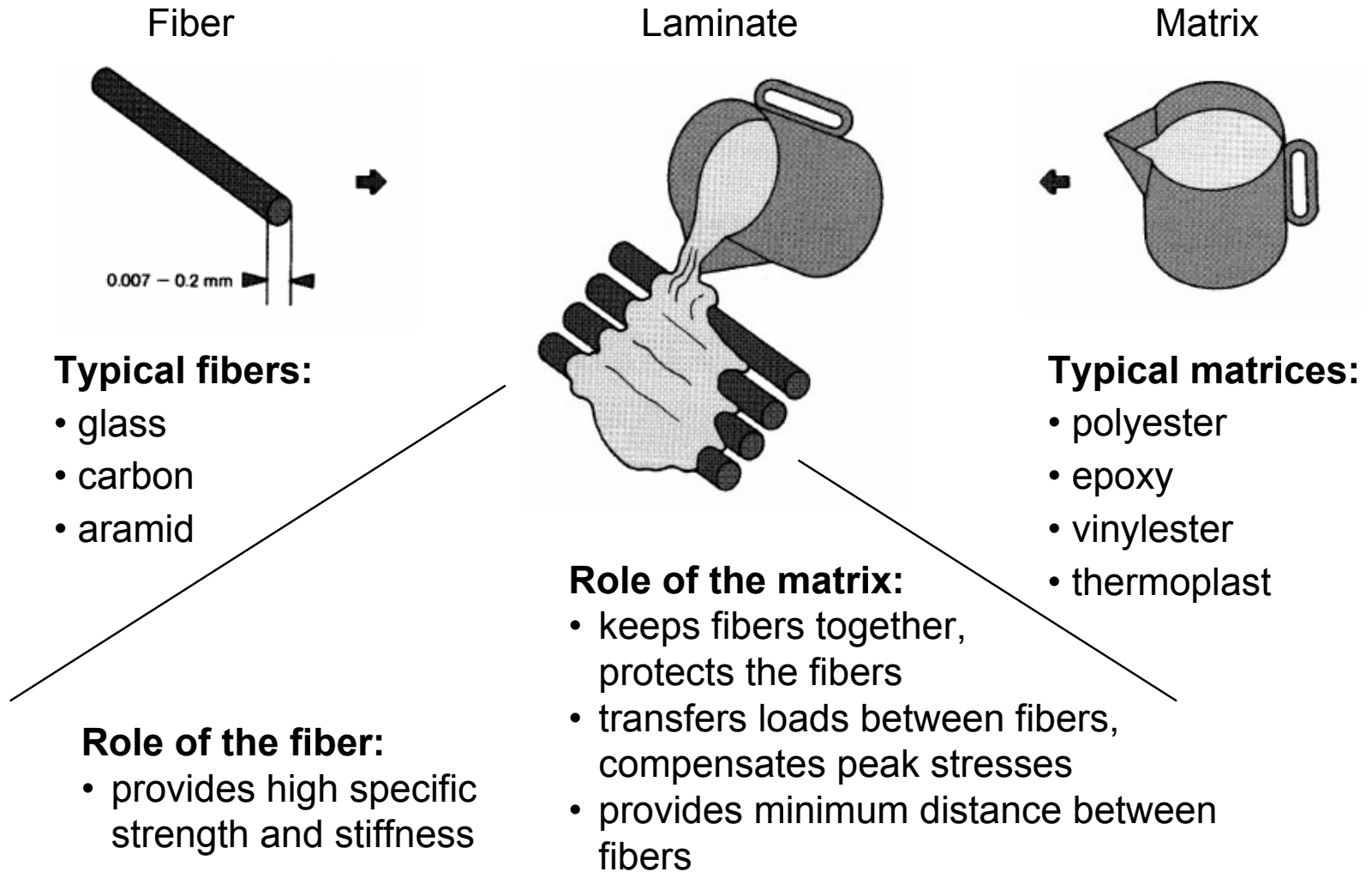
- 1 Einführung in die Faserverbundtechnologie
 - 1.1 Aufbau der Faserverbundwerkstoffe
 - 1.2 Historie und Entwicklung der FVW in der Luftfahrt
- 2 Rohmaterialien und Fertigungsverfahren
 - 2.1 Fasern & Harze
 - 2.2 Sandwichkerne
 - 2.3 Fertigungsverfahren
- 3 Berechnung und Gestaltung
 - 4.1 Werkstoffgesetze
 - 4.2 Mehrschichtenverbunde
 - 4.3 Versagen von Faserverbundstrukturen
 - 4.4 Sandwichstrukturen
- 4 Allgemeine Hinweise zur Auslegung und konstruktiven Gestaltung

Modul: Faserverbund- und Sandwichtechnologie

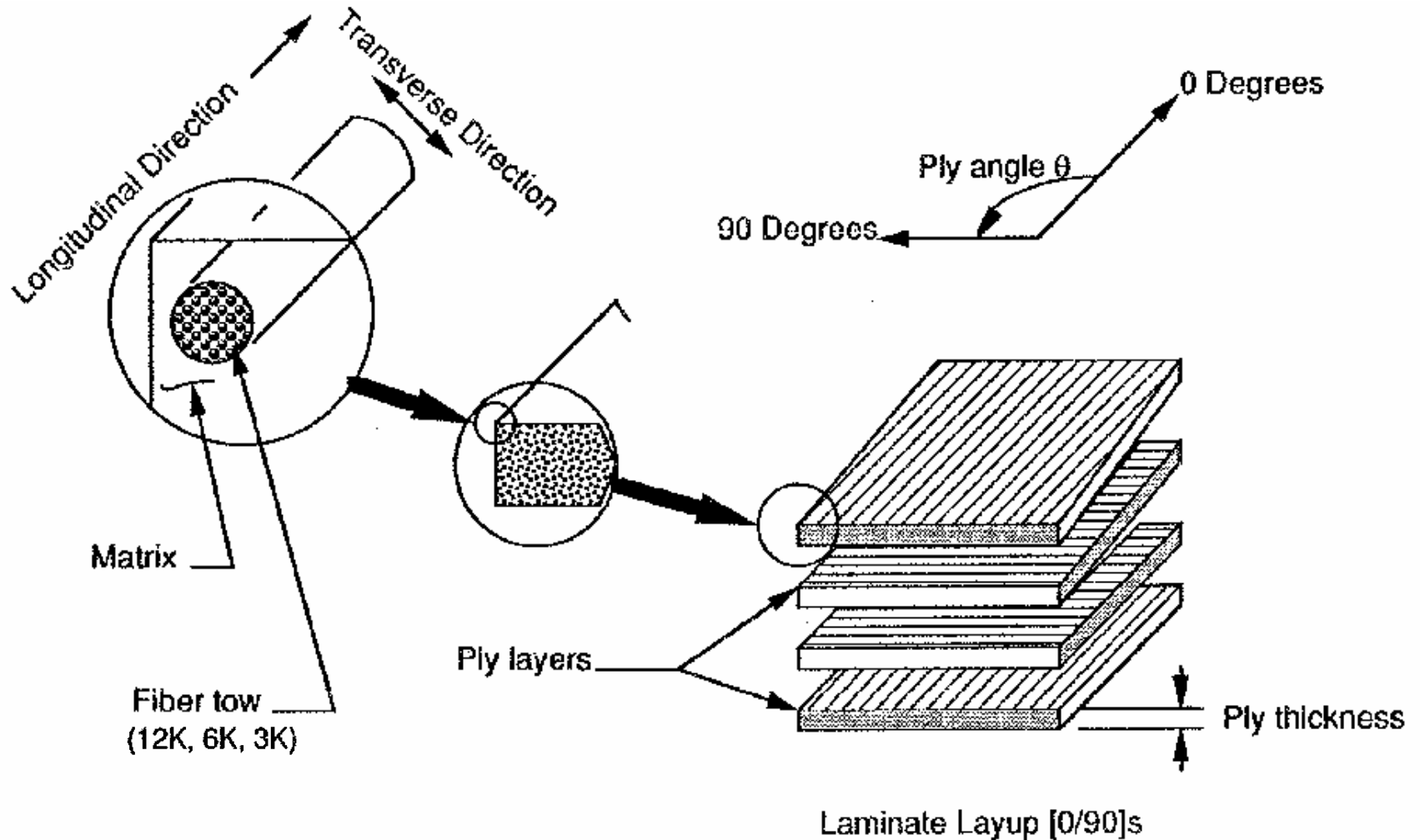
Inhaltsübersicht

- 1 Einführung in die Faserverbundtechnologie**
 - 1.1 Aufbau der Faserverbundwerkstoffe**
 - 1.2 Historie und Entwicklung der FVW in der Luftfahrt**
- 2 Rohmaterialien und Fertigungsverfahren
 - 2.1 Fasern & Harze
 - 2.2 Sandwichkerne
 - 2.3 Fertigungsverfahren
- 3 Berechnung und Gestaltung
 - 4.1 Werkstoffgesetze
 - 4.2 Mehrschichtenverbunde
 - 4.3 Versagen von Faserverbundstrukturen
 - 4.4 Sandwichstrukturen
- 4 Allgemeine Hinweise zur Auslegung und konstruktiven Gestaltung

What is a polymer composite



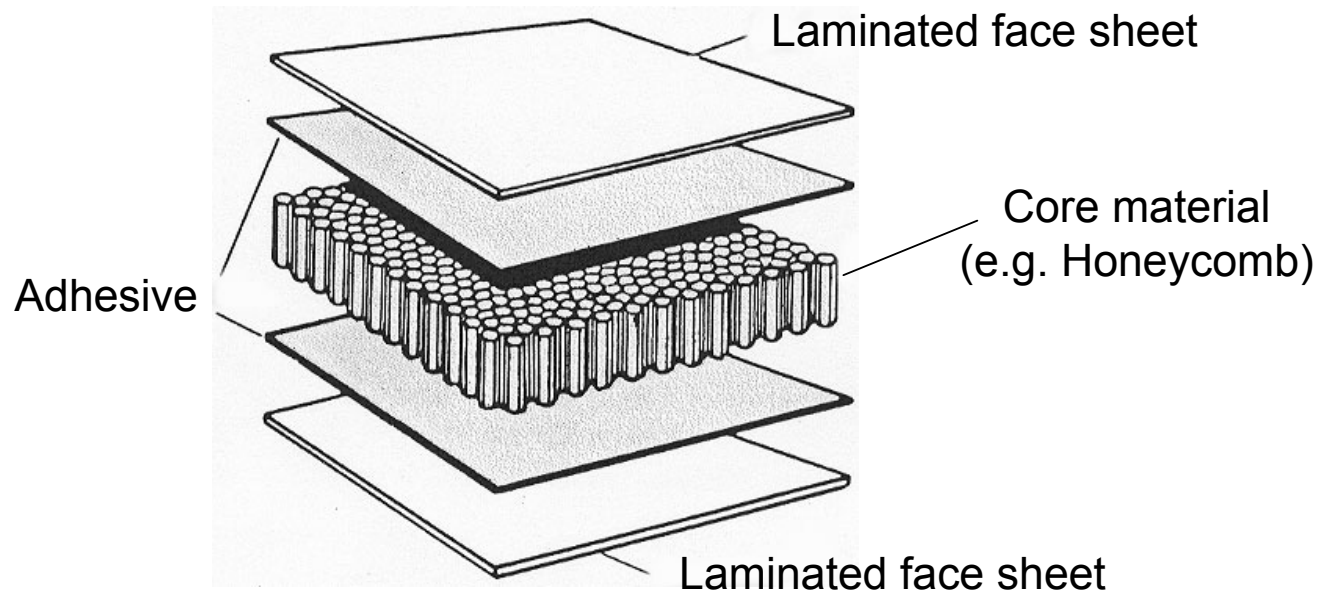
Composite Anatomy



Sandwich Structures

General set-up

- 2 relatively thin facesheets (providing high stiffness and strength)
 - Thick, but light core
- Distance between facesheets provides a high area moment of inertia, whereas the additional weight –necessary for the core– is almost neglectible



Historical Development

Approx. 1000 B.C., Egypt

Mummy caskets made of agglutinated parchment leaves

Approx. 800 B.C., Egypt

Bricks reinforced with chaffed straw

Approx. 500 B.C., Inka und Maya

Pottery reinforced with plant fibers

Later...

Damascene swords with alternating layers of hard and soft steel, gypsum and plaster with cattle hair, asbestos fibers in phosphate cement

Historical Development

Approx. 1920

Laminates made of cellulose fibers with phenolic resin

Approx. 1930

Polymer matrix with glass fiber reinforcement

End of 1940

Development of highly stiff fibers (Boron fibers, USA)

1945

Honeycomb Sandwich

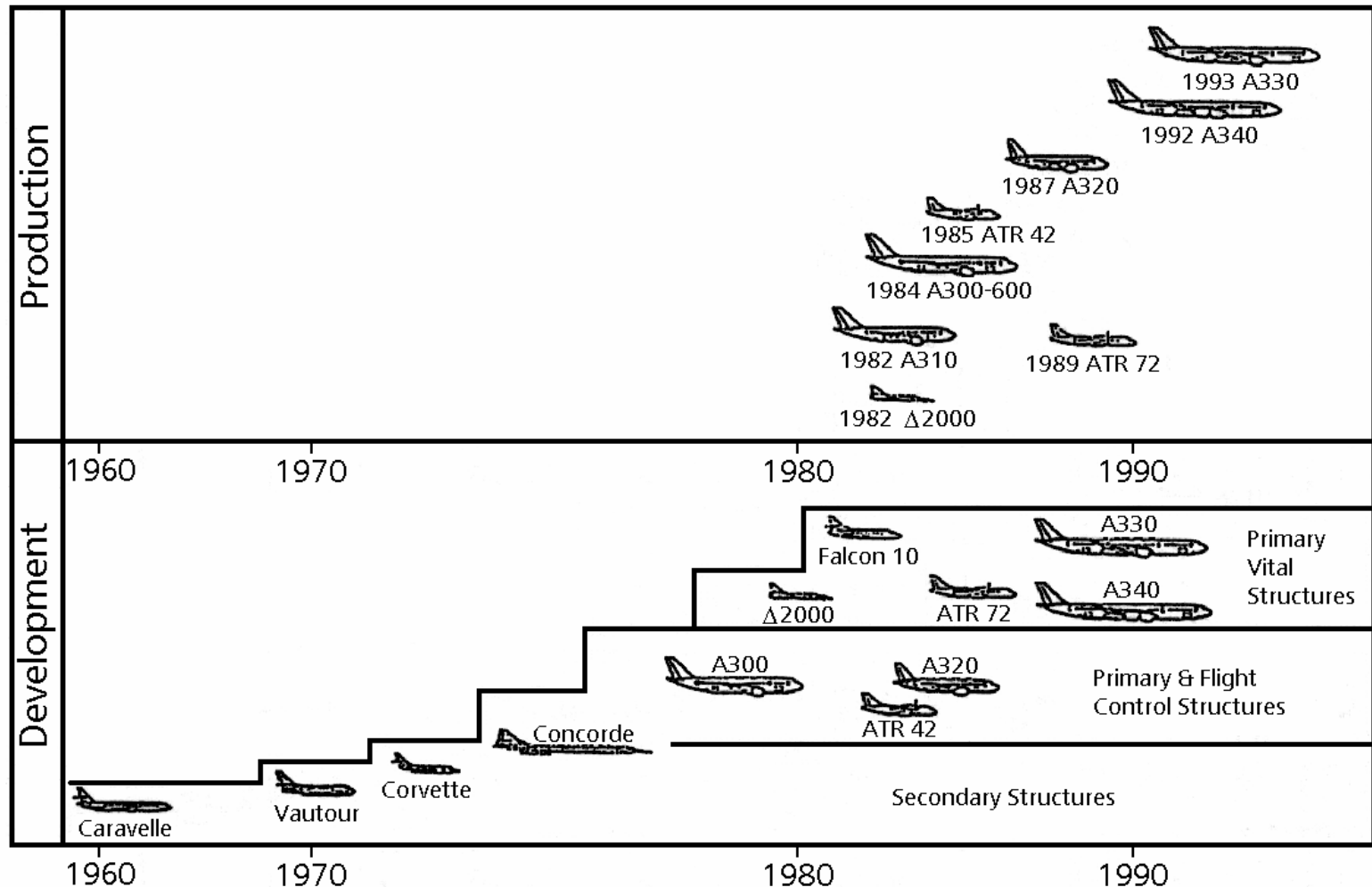
1964

Carbon fibers (USA)

1966

Aramid fibers (organic polymers)

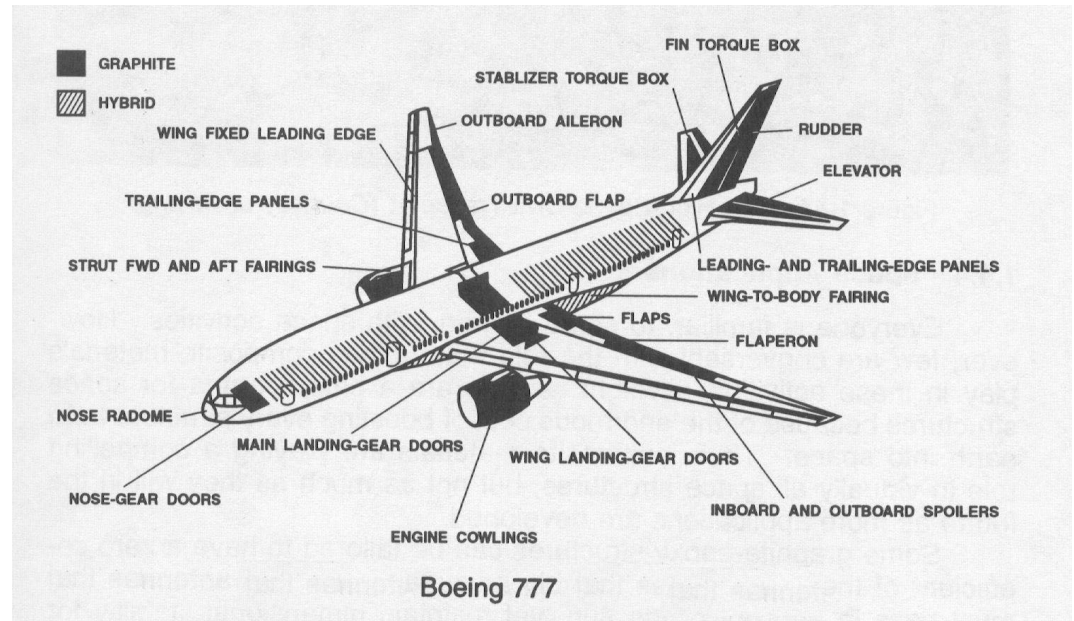
Aerospace Applications of Composites



Aeronautical Applications - Airbus

Fraction of Composites w.r.t. structural weight:

- Airbus A300-600 5%
- Airbus A310-300 8%
- Dornier 228 12%
- Boeing 777 10%
- Airbus A320 16%
- Airbus A340 13%
- Airbus A380 22%



Advantages and Disadvantages

Advantages:

- high mass specific strength and stiffness
- “tailored” materials and structures
 - adaptation to load path
 - use of an-isotropic properties
 - design flexibility/complex shapes
 - multifunctional design
- good damping and fatigue
- low corrosion and good chemical resistance
- high electric resistance
- low thermal expansion
- not magnetic

Disadvantages:

- special experience needed
 - design
 - pre- and final analysis
 - production technology
- limited knowledge in life cycle behaviour and operational use
- quality control and assurance
- material properties are generated during production process
- certification problems
- limited temperature resistance of several fibers and matrices
- low failure strains/ no plasticity
- relative high cost of several fibers and pre-forms
- relative low experience in automation

Modul: Faserverbund- und Sandwichtechnologie

Inhaltsübersicht

- 1 Einführung in die Faserverbundtechnologie
 - 1.1 Aufbau der Faserverbundwerkstoffe
 - 1.2 Historie und Entwicklung der FVW in der Luftfahrt
- 2 Rohmaterialien und Fertigungsverfahren**
 - 2.1 Fasern & Harze**
 - 2.2 Sandwichkerne**
 - 2.3 Fertigungsverfahren**
- 3 Berechnung und Gestaltung
 - 4.1 Werkstoffgesetze
 - 4.2 Mehrschichtenverbunde
 - 4.3 Versagen von Faserverbundstrukturen
 - 4.4 Sandwichstrukturen
- 4 Allgemeine Hinweise zur Auslegung und konstruktiven Gestaltung

Classification of Fiber Materials

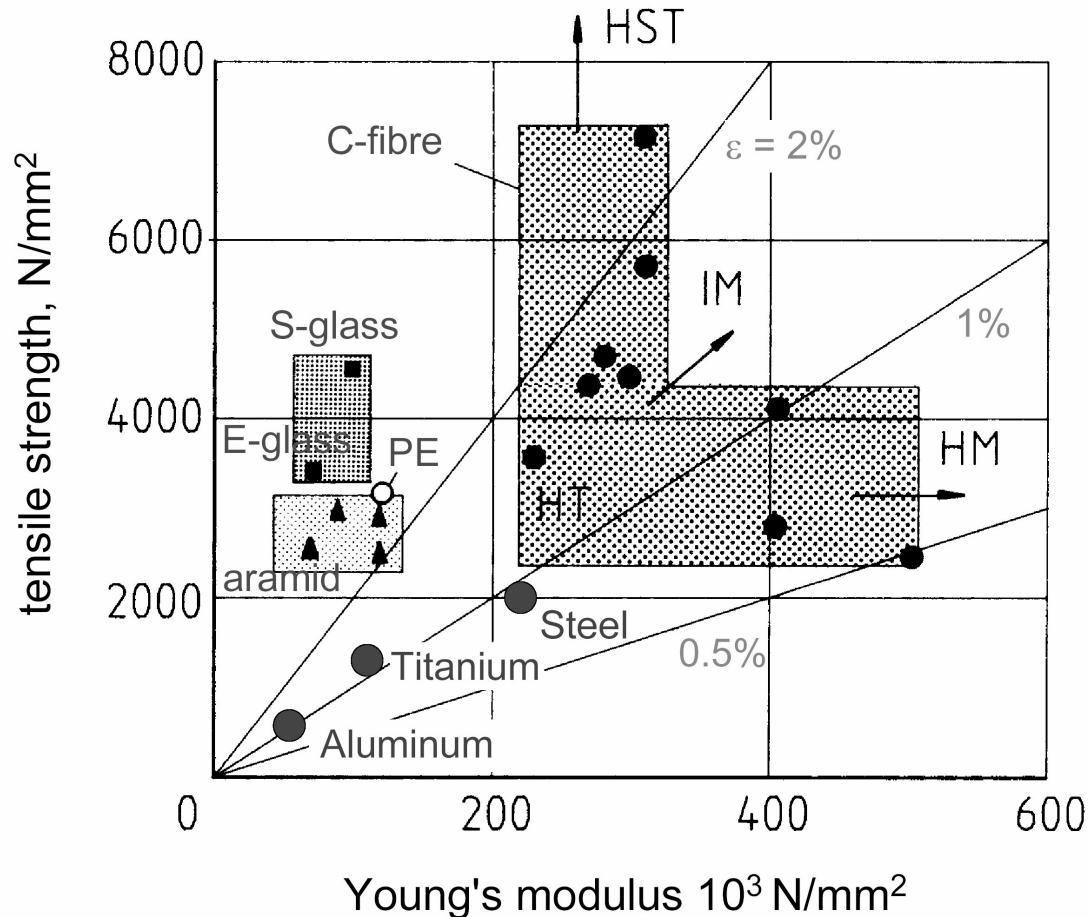
Possible classification of fiber materials:

- Natural organic fibers extracted from plants
like jute or sisal fibers
- Natural anorganic fibers of mineral origin
e.g. asbestos fibers
- Synthetic organic fibers
e.g. aramid, polyester, polypropylene fibers
- Synthetic anorganic fibers
e.g. glass, metallic, ceramic fibers

Fiber materials of main interest: → Glass, Carbon, Aramid

Comparison of Fiber Materials

Comparison of tensile strength and Young's modulus



Types of Fibers:

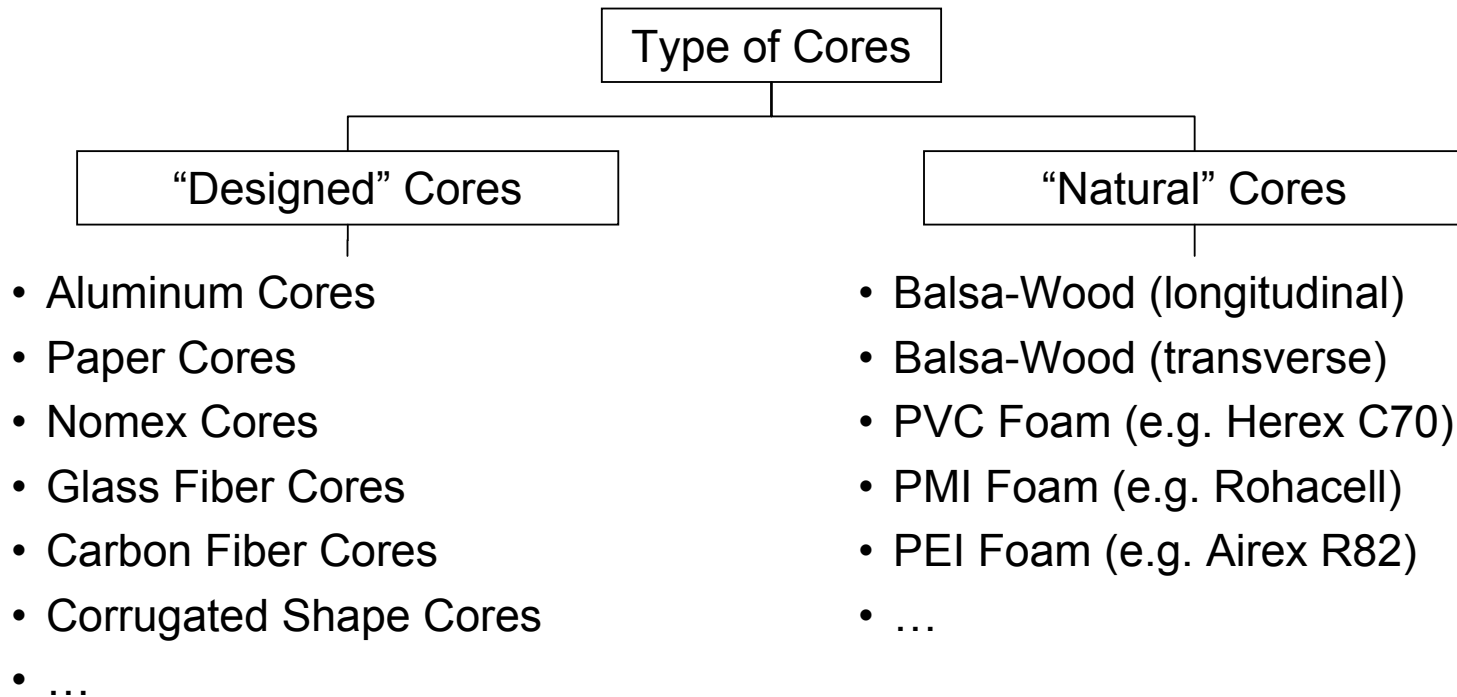
- HT High Tension
- HS High Strain
- IM Intermediate Modulus
- HM High Modulus
- UHM Ultra High Modulus

Matrix Materials / Resins

Typical thermosetting matrix materials:

- Unsaturated polyester resins (UP)
Mediocre mechanical properties, high cure shrinkage
- Phenolic resins
Mediocre mechanical properties, thermal resistance, processing problems
- Polyimide
Thermal resistance, difficult to process, complicated manufacturing
- Bismaleinimides
Thermal resistance, absorption of moisture, good mech. Properties
- Epoxy resins

Sandwich Cores

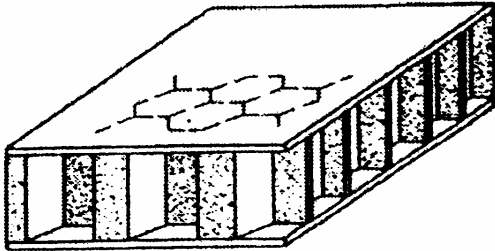


Closed cell foams are to be preferred, due to less moisture absorption.

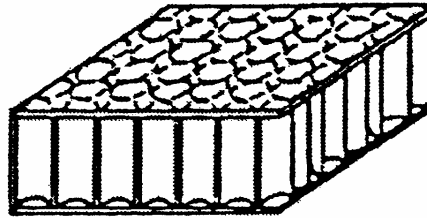
In case of using aluminum cores in conjunction with CFRP facesheets, special care shall be taken concerning corrosion effects (aluminum core).

Sandwich Cores

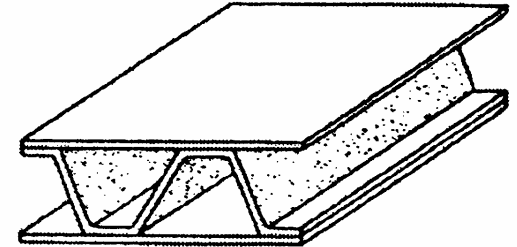
„Designed“ Cores



Honeycomb

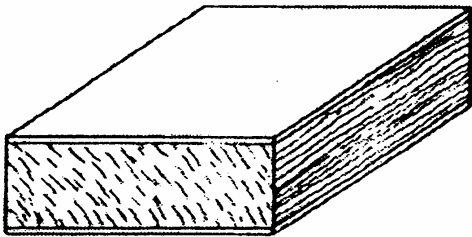


Tubes

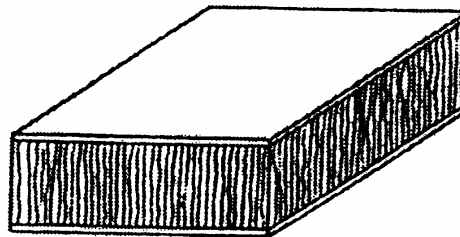


Corrugated Shape

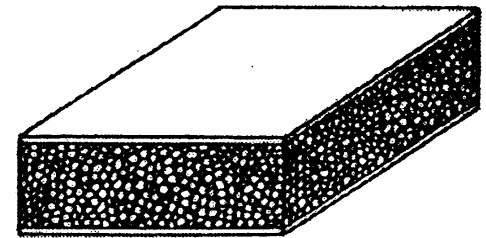
„Natural“ Cores



Balsa-Wood (long.)



Balsa-Wood (trans.)



Foam

Sandwich Cores

Typical material properties of sandwich core materials

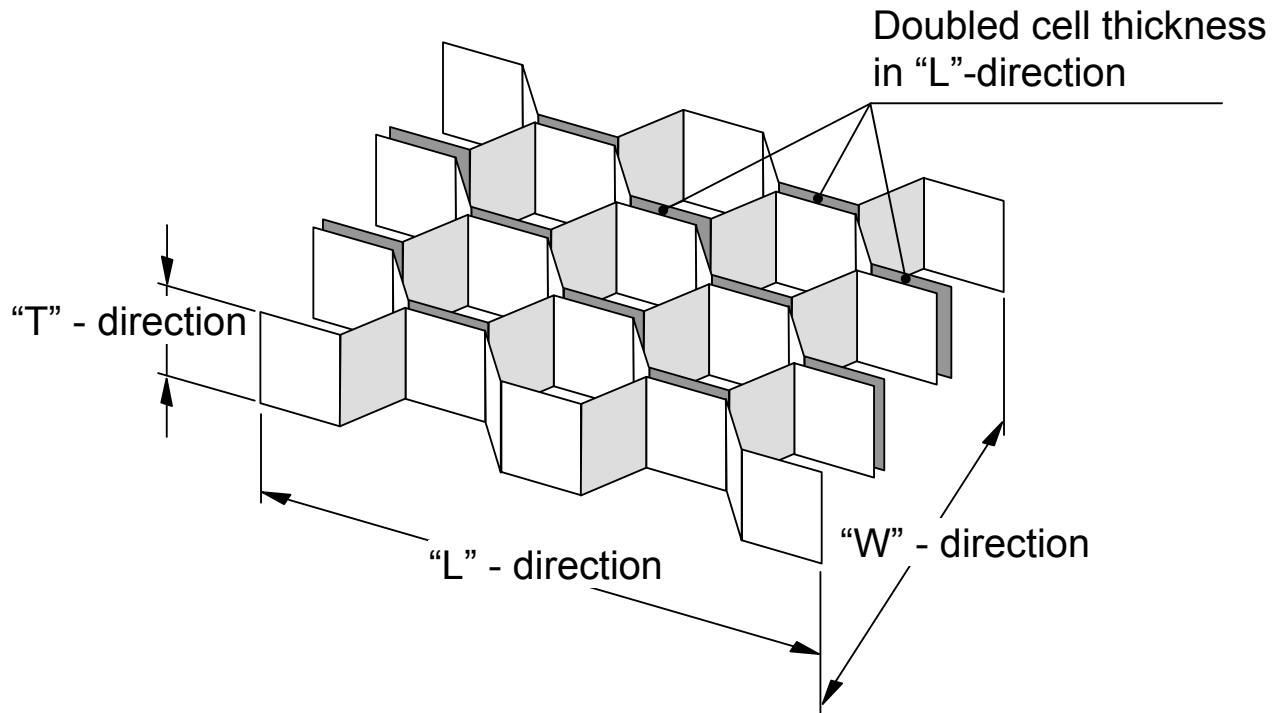
Core Material	Density ρ [kg/m ³]	Compression		Maximum Shear ^{*)}		Rel. Cost [-]
		Strength σ_z [MPa]	Stiffness E_z [MPa]	Strength τ_K [MPa]	Stiffness G_K [MPa]	
Nomex Honeycomb (cell size c=3.2mm)	48.0	2.24	137.9	1.21	41.4	3.3
Aluminum Honeycomb (5052, cell size c=3.2mm)	49.6	2.07	517.2	1.45	310.3	1.0
Glass Fabric Honeyc. ($\pm 45^\circ$, cell size c=3.2mm)	48.0	2.83	158.6	1.34	131.0	5.4
PVC Foam (e.g. Herex)	60.0	0.80	58.0	0.80	22.0	1.3
PMI Foam (e.g. Rohacell)	52.0	0.90	69.0	0.80	22.0	3.8
PEI Foam (e.g. Airex)	60.0	0.60	33.0	0.70	14.0	5.0

^{*)} Explanation see next slide ...

Honeycomb Cores

Honeycomb Cores: L-Direction and W-Direction

The shear related properties of honeycomb cores are in W-direction lower (approximately by a factor of 3/5) due to the manufacturing process.



Honeycomb Materials

Examples of honeycomb materials

- Aluminum (various alloys)
- Fiberglass fabric reinforced honeycomb
e.g. dipped in a heat-resistant phenolic resin
- Aramid-fiber reinforced honeycomb
e.g. Dupont's Nomex aramid-fiber paper dipped in a heat-resistant phenolic resin
- Special honeycombs
e.g. bias weave carbon fabric reinforced honeycomb dipped in either a heat-resistant phenolic resin or a polyimide resin or
honeycomb filled with sound absorbing fiberglass batting („Acousti-Core“)

Classification of the Manufacturing Methods

... according to ...

Raw Material / Semi
Finished Products

- Wet in Wet
- Prepreg (Tapes)
- Pultrusion

Tools

- Hand laminate
- Filament winding
- Compression mould
- Autoclave
- Fiber spatter
- Resin Transfer Molding (RTM)
- Vacuum saturation

Curing Temperature

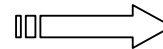
- Cold curing $\leq 60^{\circ}\text{C}$
- Warm curing $60^{\circ}\text{C} \dots 100^{\circ}\text{C}$
- Hot curing $\geq 100^{\circ}\text{C}$

Curing Pressure

- Pressure less
- Low pressure
- High pressure

Manufacturing Methods and related Performance

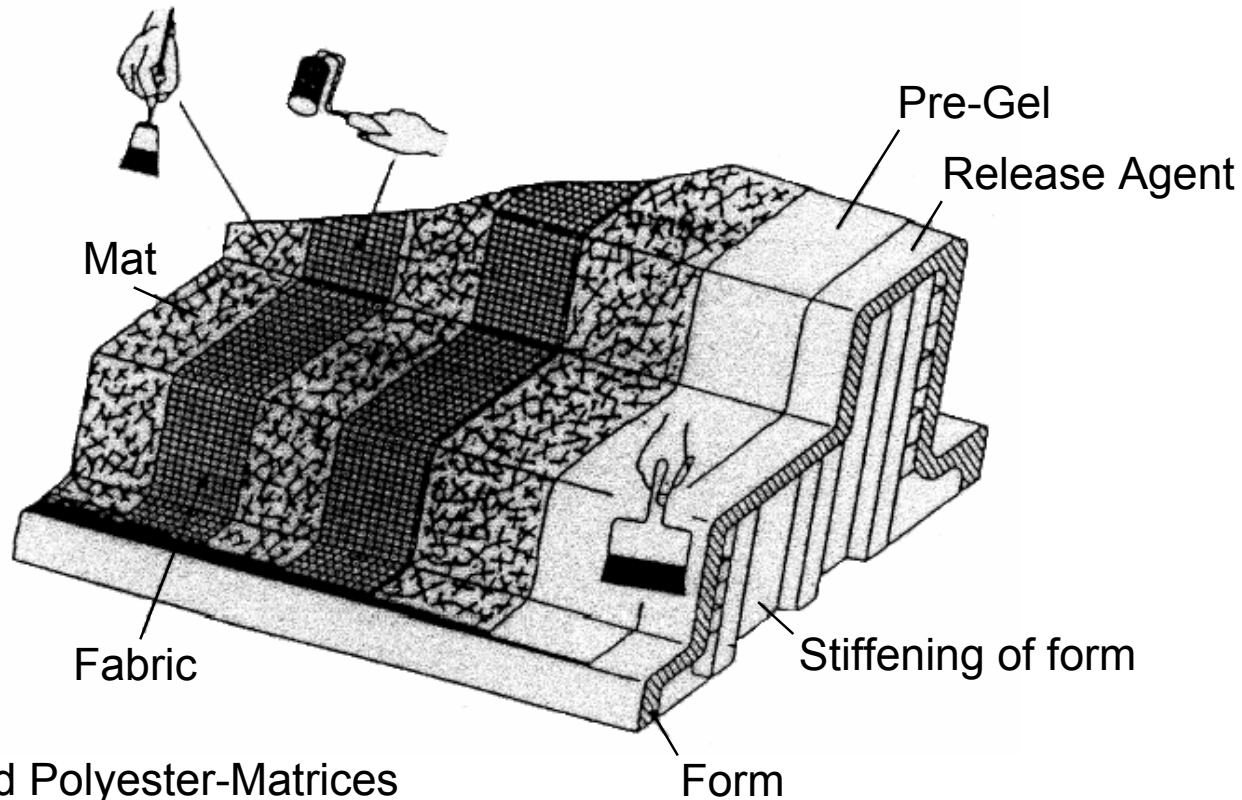
- Quality of shape contour (e.g. surface quality)
- Reproducibility (accuracy, precision)
- Reliability
- Safety
- Fatigue behaviour
- Efforts related to finishing / post processing
- Weight
- Expenditures for maintenance (inspections, repairs, etc.)
- Expenditures for quality assurance (tests, scrap rate)



Costs

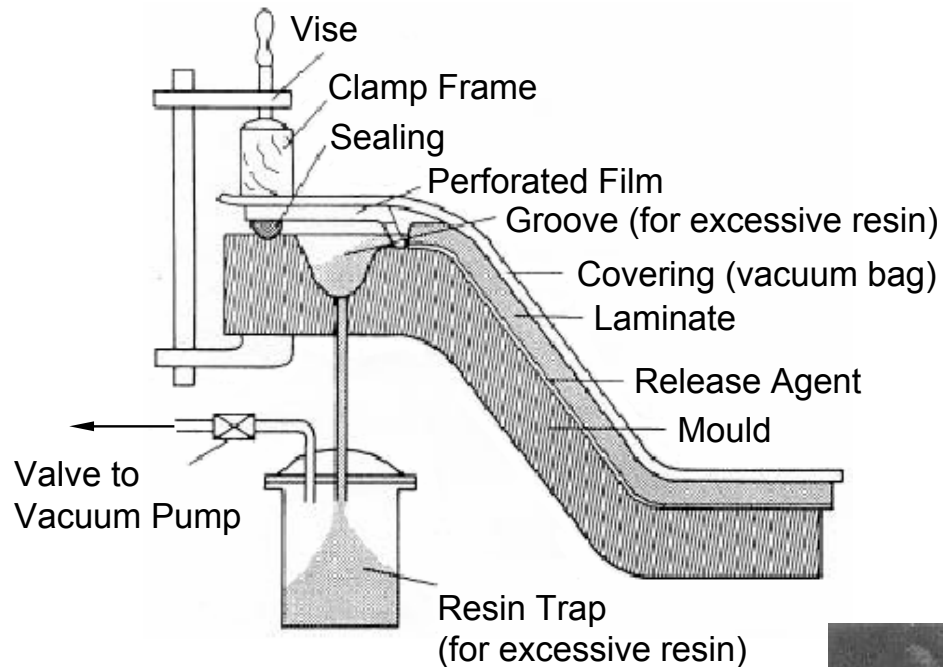
- Raw materials
- Jigs, rigs, tools
- Personnel (qualification)
- Quality assurance
- Maintenance for complete life cycle
- Inspections (and related methods, equipment)
- Repairs

Hand Lay-Up

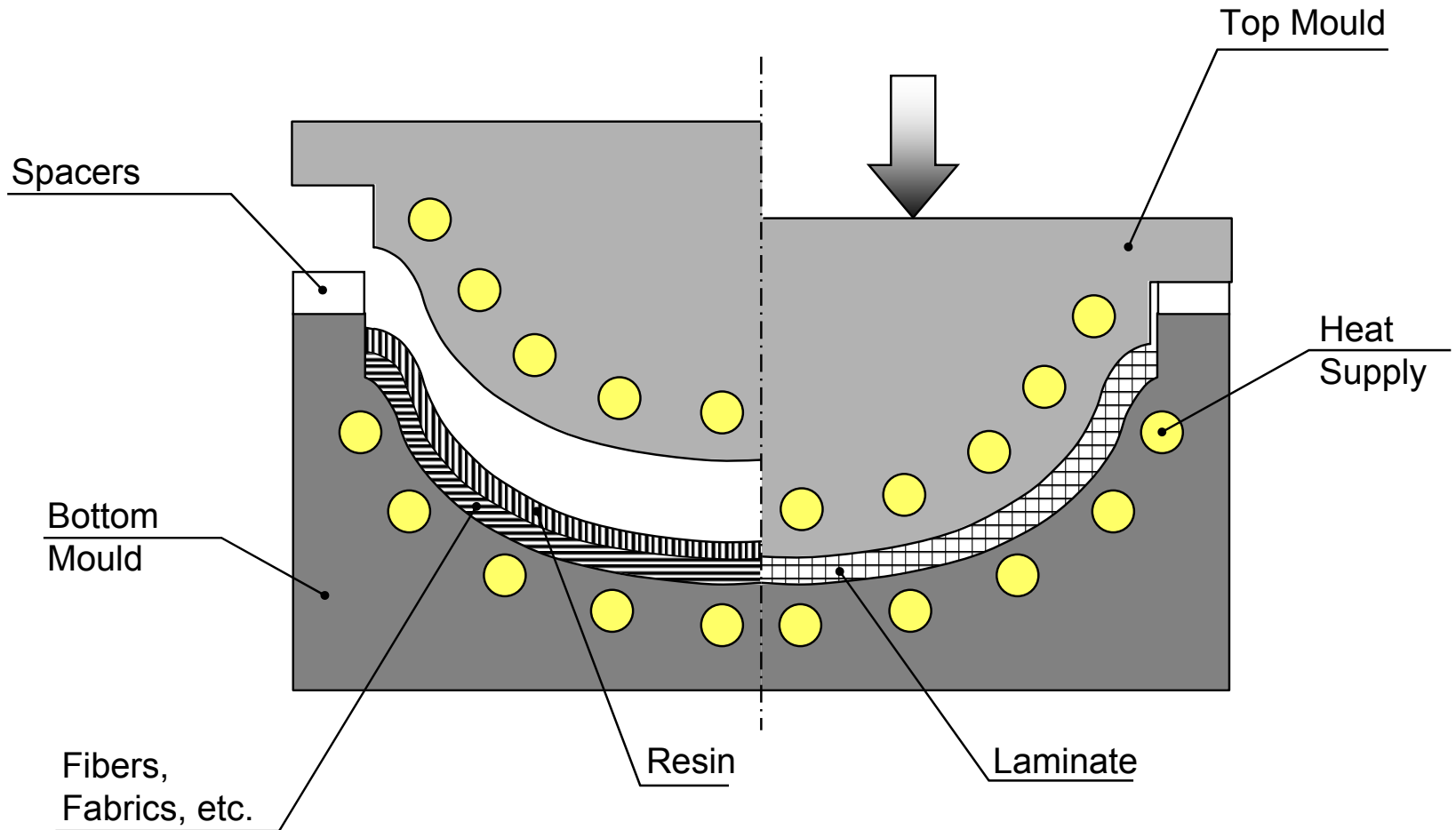


- Epoxy- and Polyester-Matrices
- Glass, Carbon, Aramid Fibers
- Achievable Fiber-Volume-Fractions:
 - Mats: 12 - 20%
 - Fabrics: 40 - 50%
- Low mould and tooling costs; low investments
- Small and medium sized series

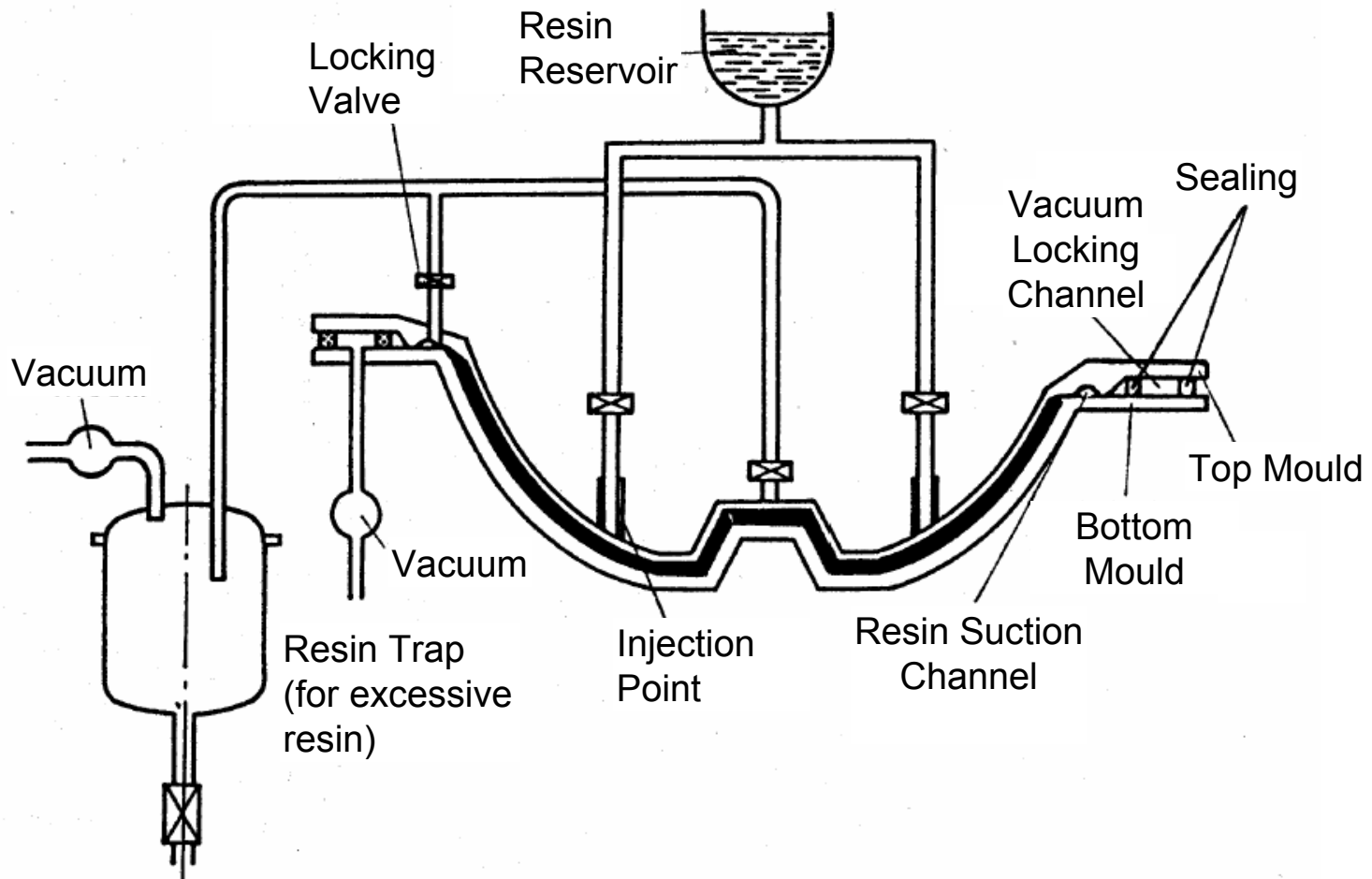
Vacuum / Pressure – Bag



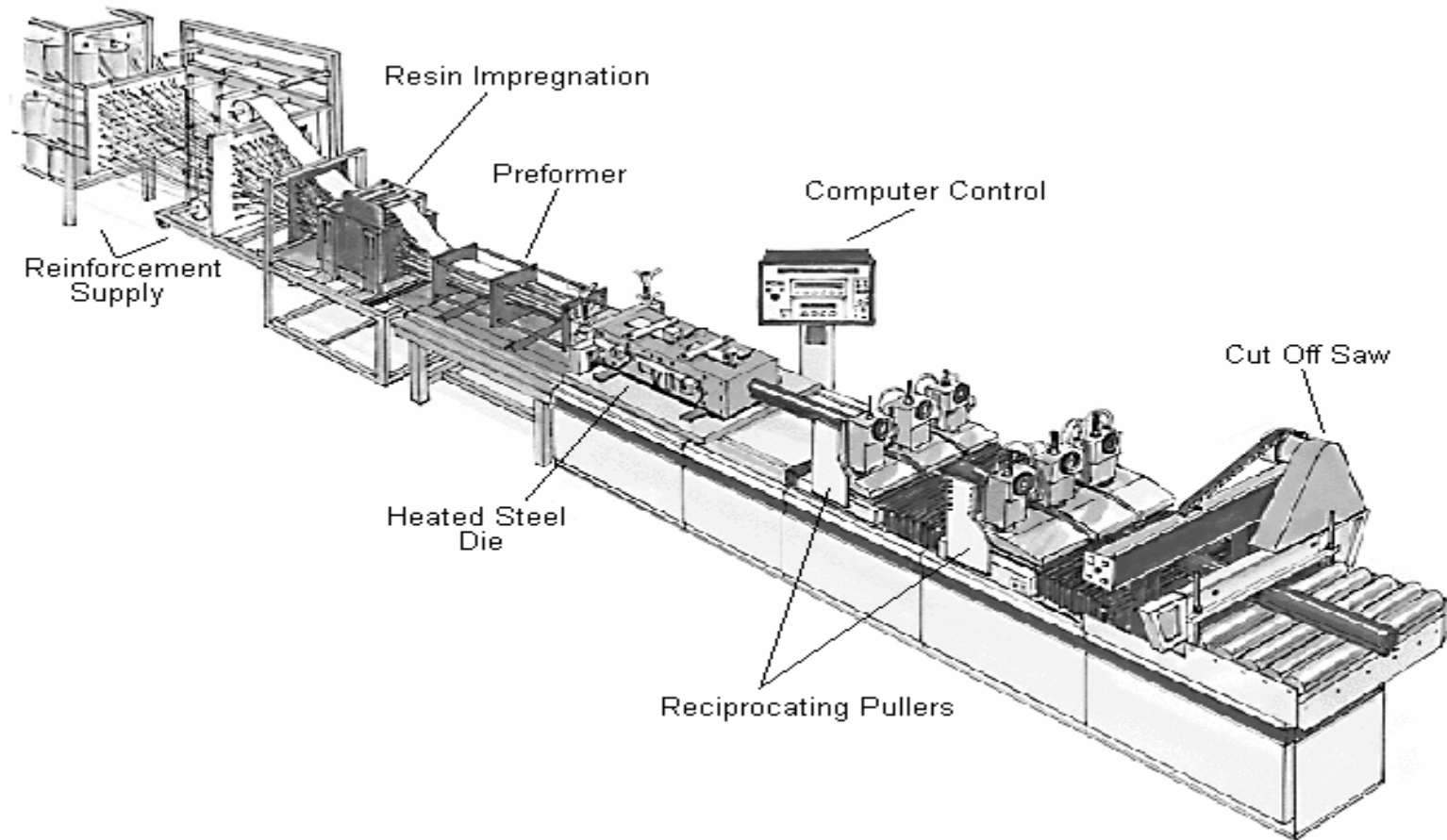
Hot Press Moulding



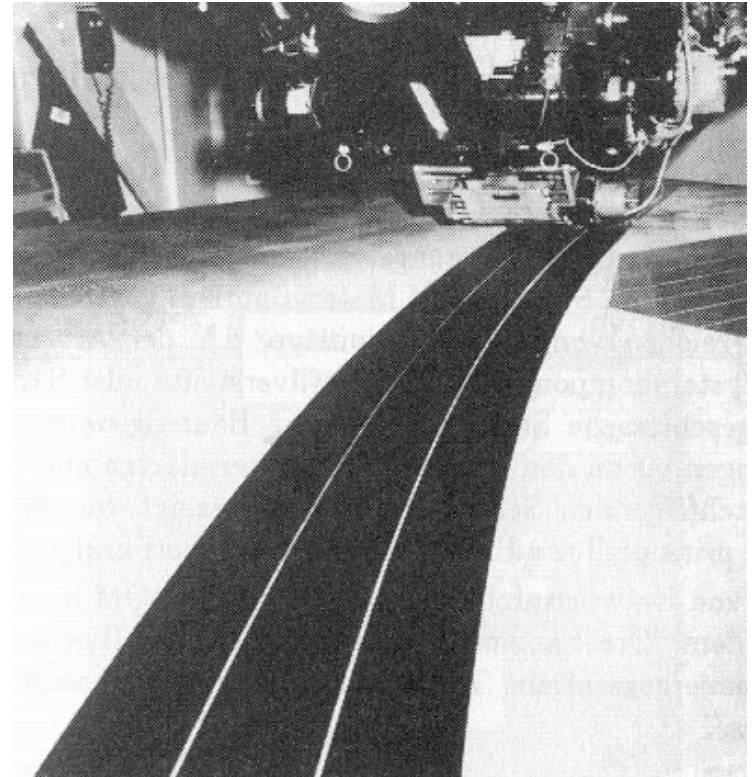
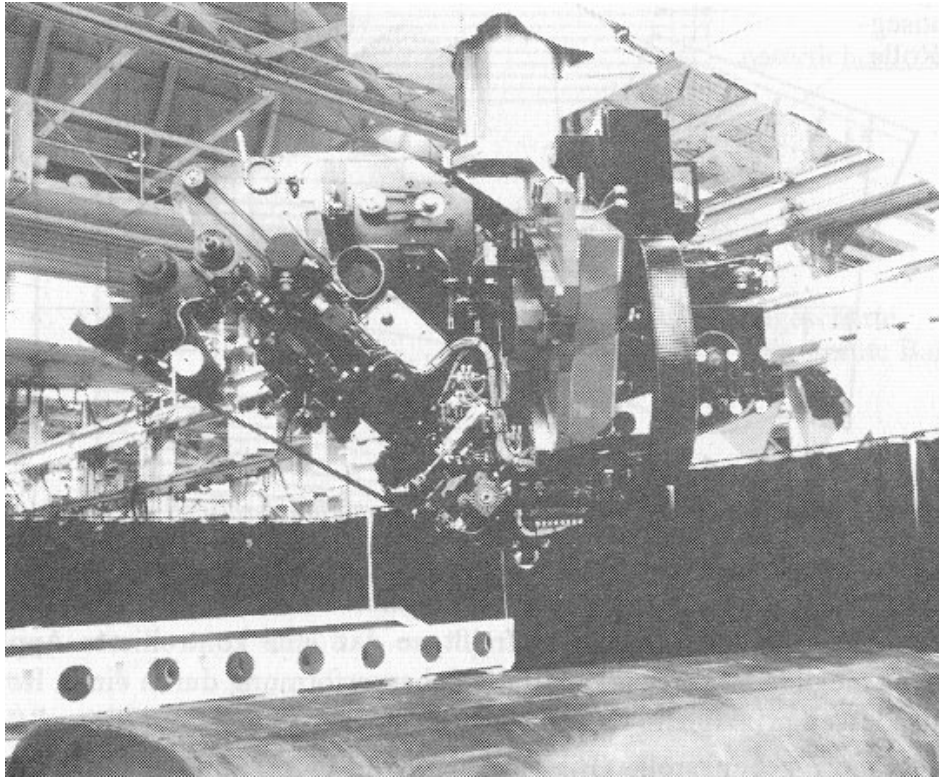
Resin Transfer Moulding / Resin Injection



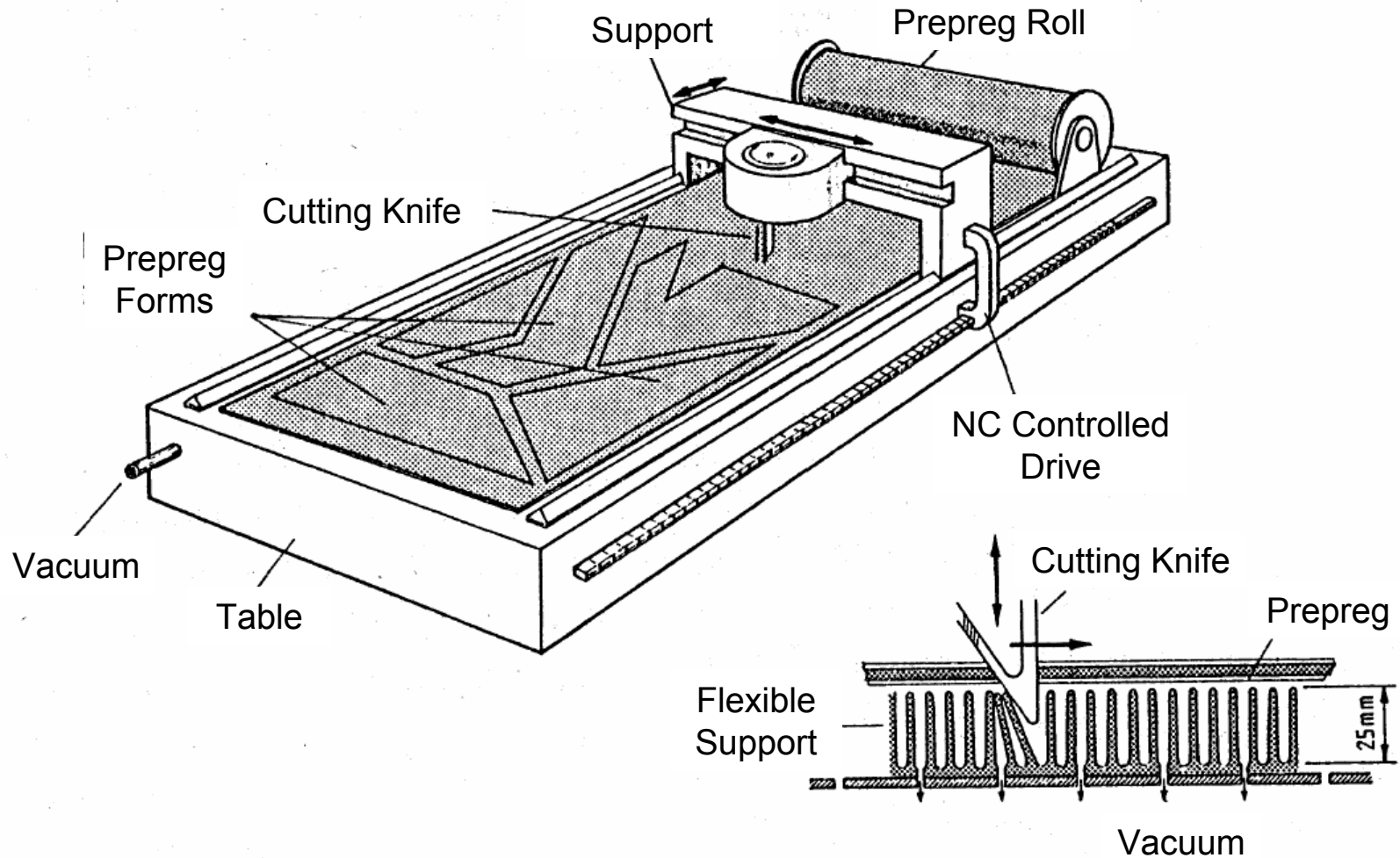
Profile Pultrusion



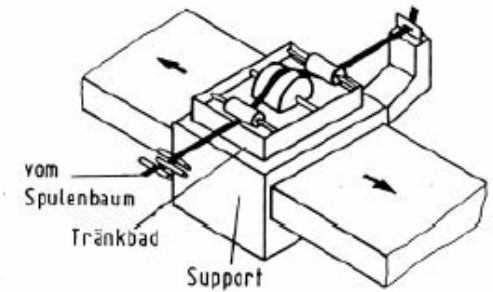
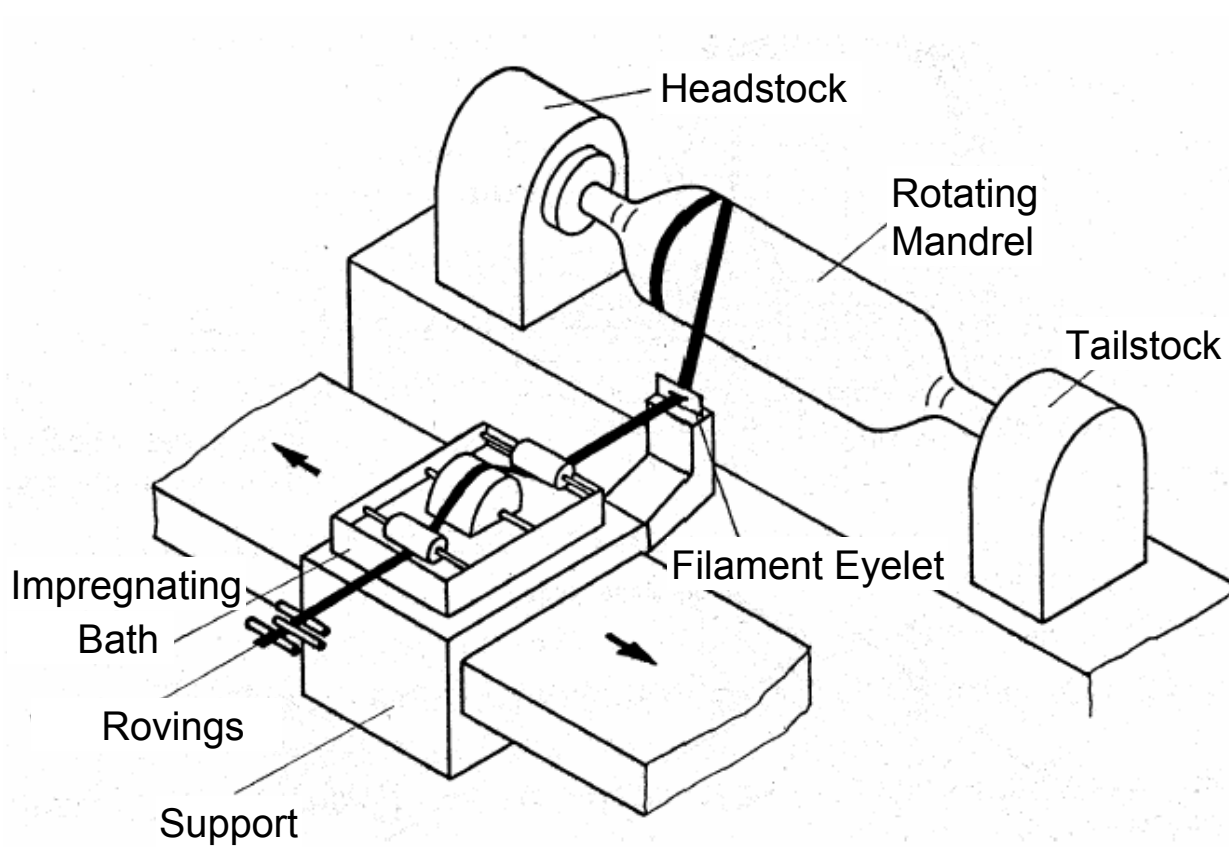
Automated Tape Laying (Prepregs)



Cutting of Prepregs

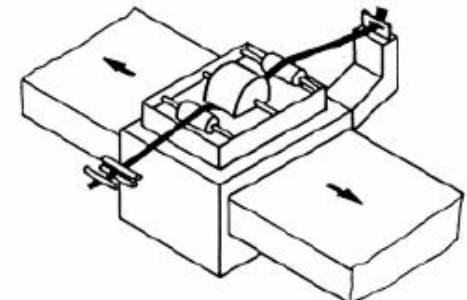


Filament Winding



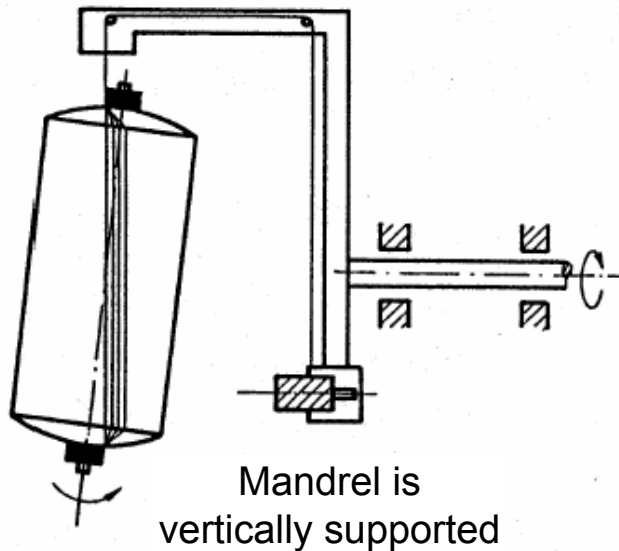
Indirect Impregnation

Roving Impregnation

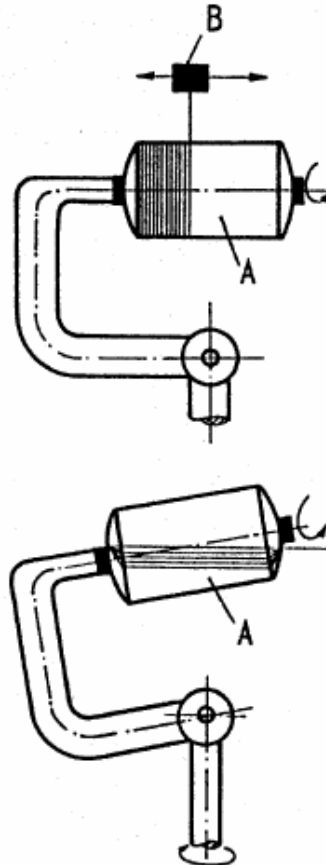


Direct Impregnation

Filament Winding



Planetary System

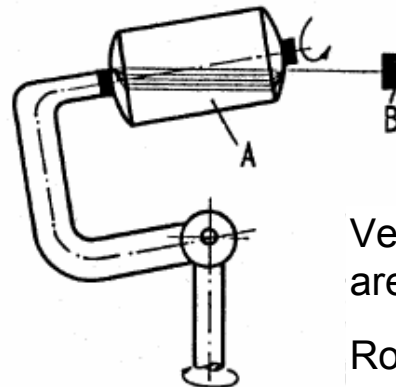


Vertical axis and mandrel axis are perpendicular.

Vertical axis remains.

Mandrel rotates.

Roving eyelet moves.

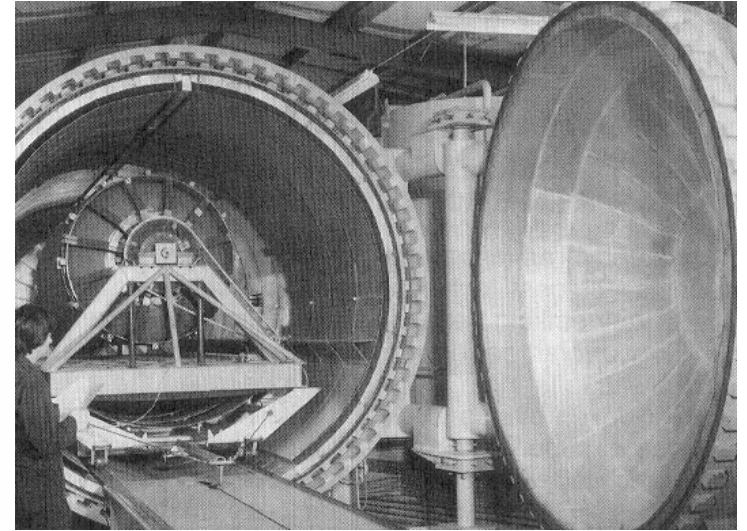
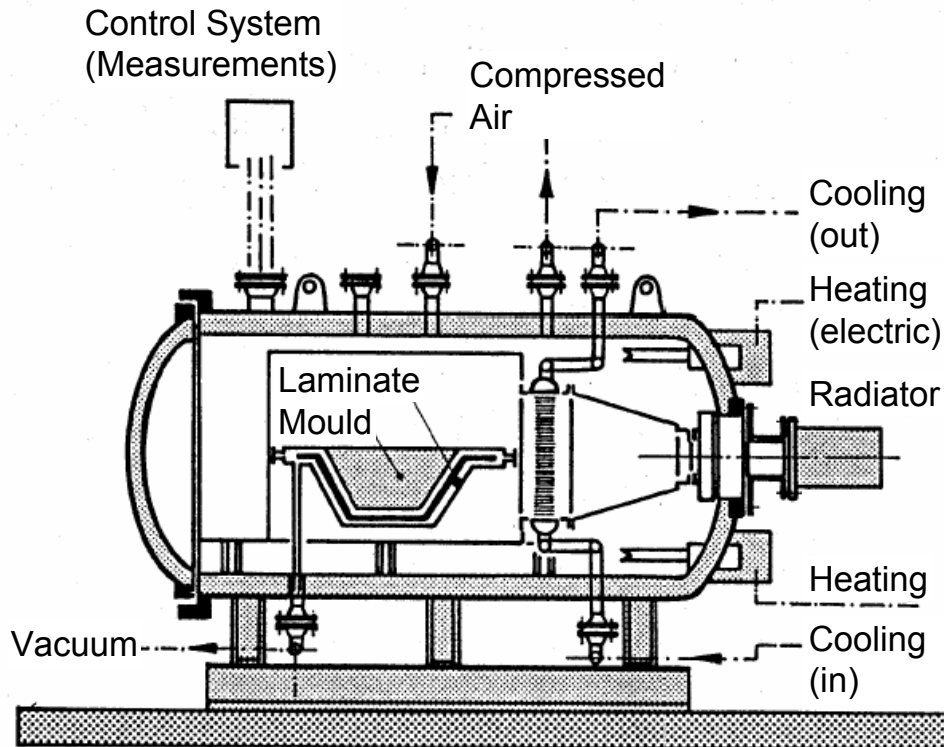


Vertical and winding axis are inclined; both axes rotate.

Roving eyelet remains.

Polar System

Autoclave Application (Equipment)



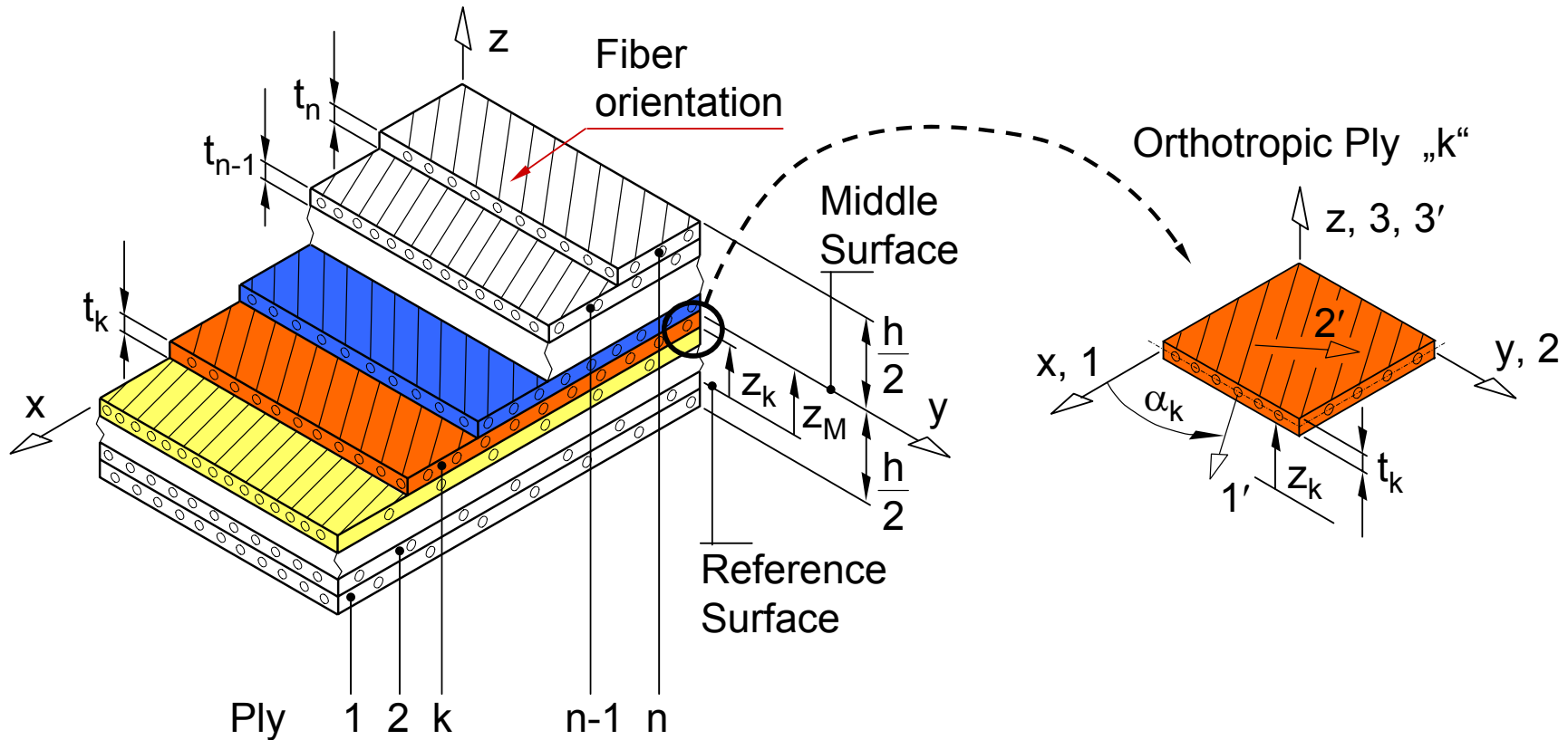
Modul: Faserverbund- und Sandwichtechnologie

Inhaltsübersicht

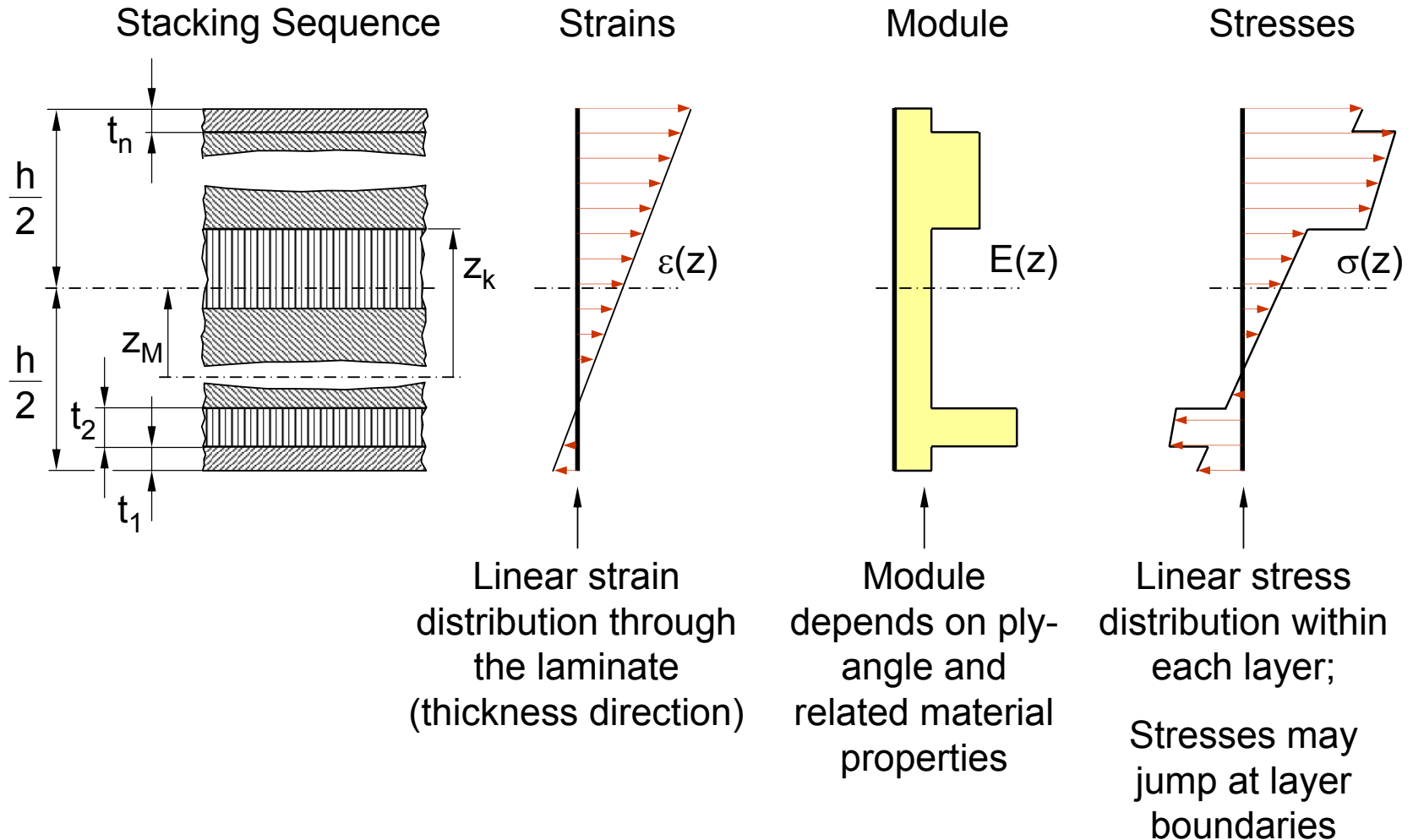
- 1 Einführung in die Faserverbundtechnologie
 - 1.1 Aufbau der Faserverbundwerkstoffe
 - 1.2 Historie und Entwicklung der FVW in der Luftfahrt
- 2 Rohmaterialien und Fertigungsverfahren
 - 2.1 Fasern & Harze
 - 2.2 Sandwichkerne
 - 2.3 Fertigungsverfahren
- 3 Berechnung und Gestaltung**
 - 4.1 Werkstoffgesetze**
 - 4.2 Mehrschichtenverbunde**
 - 4.3 Versagen von Faserverbundstrukturen**
 - 4.4 Sandwichstrukturen**
- 4 Allgemeine Hinweise zur Auslegung und konstruktiven Gestaltung

Laminate made of Composite Material

A laminate consists of two or more layers bonded together to act as an integral element



Laminate



Laminate Codes

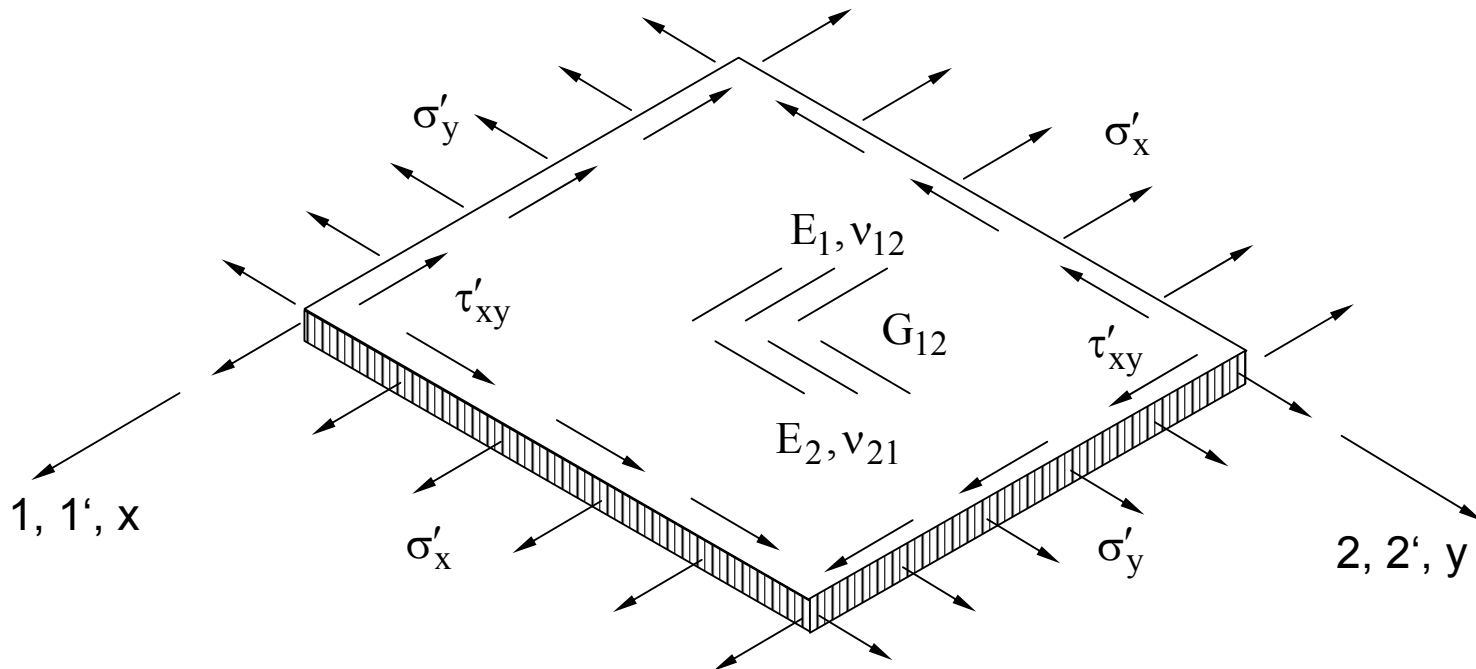
Three different laminate codes are commonly used to define ply orientations of laminates:

- | | | |
|------------------------|------------------------|-----------------------|
| 1. (25 / 50 / 25) | 25% | 0°-plies |
| | 50% | $\pm 45^\circ$ -plies |
| | 25% | 90°-plies |
| 2. (25 / 25 / 25 / 25) | 25% | 0°-plies |
| | 25% | +45°-plies |
| | 25% | -45°-plies |
| | 25% | 90°-plies |
| 3. [0° +45° -45° 90°] | 1 st ply is | 0° |
| | 2 nd ply is | +45° |
| | 3 rd ply is | -45° |
| | 4 th ply is | 90° |

Code 1 and 3 are used here.

Orthotropic Materials = Single Ply

Plane Stress State
(only stresses within the plane: σ'_x , σ'_y , τ'_{xy})



Orthotropic Materials

Plane Stress State

(only stresses within the plane: σ'_x , σ'_y , τ'_{xy})

$$\begin{aligned}\varepsilon'_x &= \frac{1}{E_1} \cdot \sigma'_x - \frac{\nu_{21}}{E_2} \cdot \sigma'_y \\ \varepsilon'_y &= -\frac{\nu_{12}}{E_1} \cdot \sigma'_x + \frac{1}{E_2} \cdot \sigma'_y \\ \gamma'_{xy} &= \frac{1}{G_{12}} \cdot \tau'_{xy}\end{aligned}\quad \begin{bmatrix} \varepsilon'_x \\ \varepsilon'_y \\ \gamma'_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S'_{11} & S'_{12} & 0 \\ S'_{21} & S'_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S'_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma'_x \\ \sigma'_y \\ \tau'_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}S'_{11} &= \frac{1}{E_1}; & S'_{22} &= \frac{1}{E_2} \\ S'_{12} &= S'_{21} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} \\ S'_{33} &= \frac{1}{G_{12}} & \nu_{21} &= \nu_{12} \cdot \frac{E_2}{E_1}\end{aligned}$$

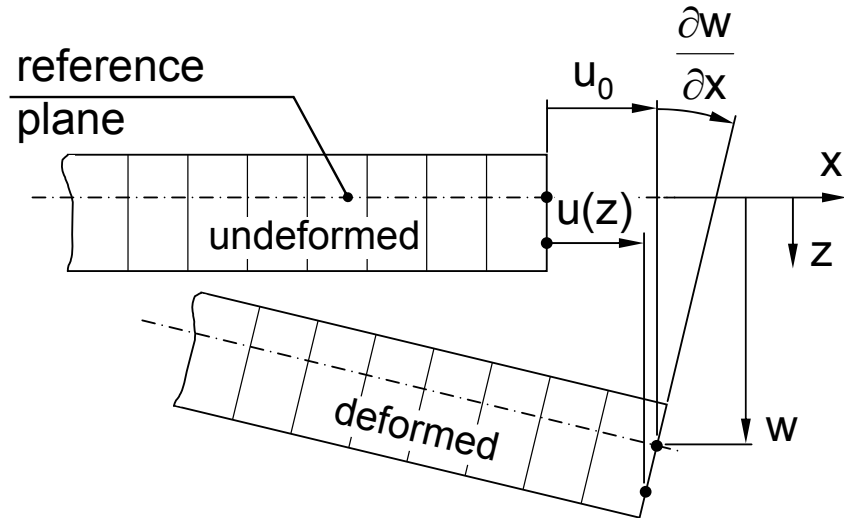
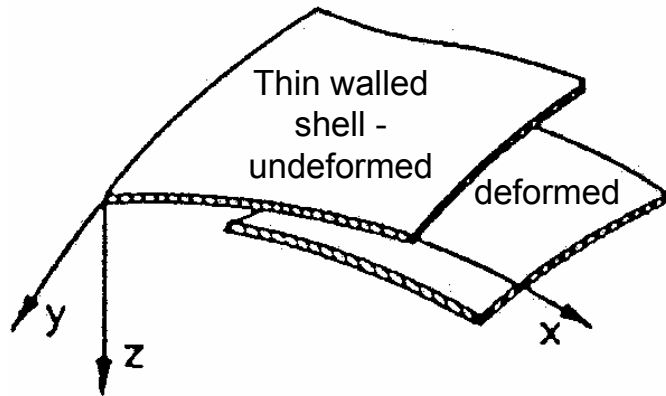
$$\begin{bmatrix} \sigma'_x \\ \sigma'_y \\ \tau'_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & 0 \\ Q'_{21} & Q'_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q'_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon'_x \\ \varepsilon'_y \\ \gamma'_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}Q'_{11} &= \frac{E_1}{1 - \nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}}; & Q'_{22} &= \frac{E_2}{1 - \nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} \\ Q'_{12} &= Q'_{21} = \nu_{12} \cdot Q'_{22}; & Q'_{33} &= G_{12}\end{aligned}$$

Deformed Geometry of Shells

Kirchhoff – Love Hypotheses:

$$\gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0; \quad \varepsilon_z \ll 1$$



In x – Direction: $u(z) = u_0 - z \frac{\partial w}{\partial x}$

In y – Direction: $v(z) = v_0 - z \frac{\partial w}{\partial y}$

Deformed Geometry of Shells

Strains – Displacements – Equations

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_x(z) &= \frac{\partial u(z)}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\
 \varepsilon_y(z) &= \frac{\partial v(z)}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\
 \gamma_{xy}(z) &= \frac{\partial u(z)}{\partial y} + \frac{\partial v(z)}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 u(z) &= u_0 - z \frac{\partial w}{\partial x} \\
 v(z) &= v_0 - z \frac{\partial w}{\partial y}
 \end{aligned}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_0 = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{K} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}(z) = \boldsymbol{\varepsilon}_0 - z \mathbf{K}$$

Resultant Laminate Forces and Moments

Resultant forces and moments acting on a laminate are obtained by integration of the stresses in each layer through the laminate thickness:

1. Resultant forces (section forces, membrane forces)

Dimension: force per unit width

That are:

- Membrane forces: N_x, N_y
- Shear flow N_{xy}

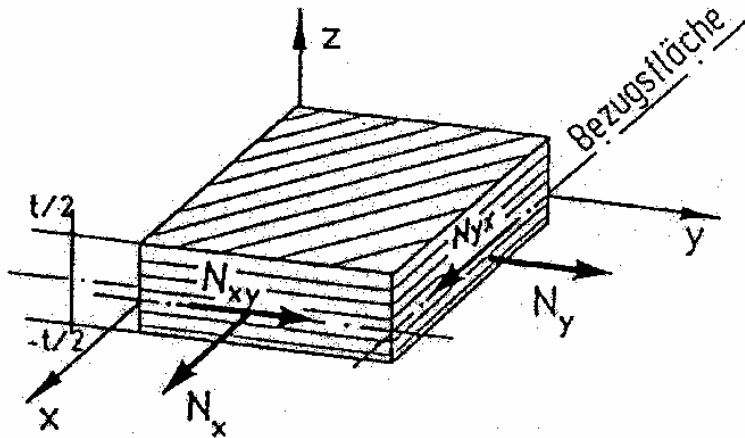
2. Resultant moments (section moments)

Dimension: moment per unit width

That are:

- Bending moments M_x, M_y
- Torsion moment M_{xy}

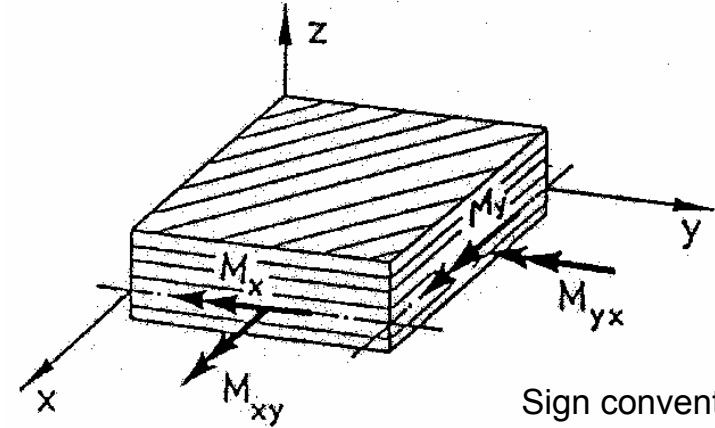
Resultant Laminate Forces and Moments



$$N_x = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \sigma_x \, dz$$

$$N_y = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \sigma_y \, dz$$

$$N_{xy} = N_{yx} = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \tau_{xy} \, dz$$



Sign convention:
Positive moments
create positive
curvatures

$$M_x = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \sigma_x \cdot z \, dz$$

$$M_y = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \sigma_y \cdot z \, dz$$

$$M_{xy} = M_{yx} = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \tau_{xy} \cdot z \, dz$$

Resultant Laminate Forces and Moments

Strains and Curvatures:

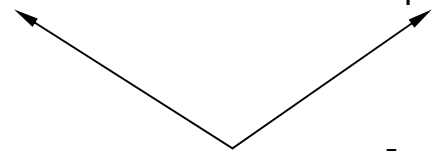
$$\boldsymbol{\varepsilon}_0 = \begin{bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Resultant Forces and Moments:

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{N} = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \boldsymbol{\sigma}(z) \, dz \quad \mathbf{M} = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \boldsymbol{\sigma}(z) \cdot z \, dz$$


$$\boldsymbol{\sigma}(z) = \mathbf{Q}(z) \cdot \boldsymbol{\varepsilon}(z) = \mathbf{Q}(z) \cdot [\boldsymbol{\varepsilon}_0 - z \mathbf{K}]$$

(material law)

Stiffness Matrices

Resultant forces:

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot [\boldsymbol{\varepsilon}_0 - z \cdot \boldsymbol{\kappa}] dz = \underbrace{\begin{bmatrix} \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) dz \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \underbrace{\begin{bmatrix} - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z dz \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}} \cdot \boldsymbol{\kappa}$$

$$\mathbf{A} = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) dz \quad \mathbf{B} = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z dz$$

$$\rightarrow \mathbf{N} = \mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{B} \cdot \boldsymbol{\kappa}$$

Resultant moments:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot [\boldsymbol{\varepsilon}_0 - z \cdot \boldsymbol{\kappa}] \cdot z dz = \underbrace{\begin{bmatrix} - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z dz \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \underbrace{\begin{bmatrix} \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z^2 dz \end{bmatrix}}_{\mathbf{D}} \cdot \boldsymbol{\kappa}$$

$$\mathbf{B} = - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z dz \quad \mathbf{D} = \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z^2 dz$$

$$\rightarrow \mathbf{M} = \mathbf{B} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{D} \cdot \boldsymbol{\kappa}$$

Law of Elasticity (Laminates)

$$\begin{aligned} \mathbf{N} &= \mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{B} \cdot \boldsymbol{\kappa} \\ \mathbf{M} &= \mathbf{B} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{D} \cdot \boldsymbol{\kappa} \end{aligned} \quad \longrightarrow \quad \begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix}}_{= \mathbf{C}} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_0 \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ & A_{22} & A_{23} & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ & & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ \hline & & \text{Symmetry} & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ & & & & D_{22} & D_{23} \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

[A] Extension-Matrix

[B] Bending-Extension-Matrix

[D] Bending-Matrix

„A – B – D“ Matrices

$$\begin{aligned}
 \mathbf{A} &= \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \, dz \\
 &= \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \int_{z_k}^{z_{k+1}} dz \right] \\
 &= \sum_{k=1}^n [\mathbf{Q}_k \cdot (z_{k+1} - z_k)] \\
 &= \sum_{k=1}^n [\mathbf{Q}_k \cdot t_k]
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{B} &= - \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z \, dz \\
 &= - \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \int_{z_k}^{z_{k+1}} z \, dz \right] \\
 &= - \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \cdot \frac{1}{2} \cdot (z_{k+1}^2 - z_k^2) \right] \\
 &= - \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \cdot t_k \cdot \frac{z_{k+1} + z_k}{2} \right]
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{D} &= \int_{z_1}^{z_{n+1}} \mathbf{Q}(z) \cdot z^2 \, dz \\
 &= \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \int_{z_k}^{z_{k+1}} z^2 \, dz \right] \\
 &= \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \cdot \frac{1}{3} \cdot (z_{k+1}^3 - z_k^3) \right] \\
 &= \sum_{k=1}^n \left[\mathbf{Q}_k \cdot t_k \cdot \left\{ \frac{t_k^2}{12} + \left(\frac{z_{k+1} + z_k}{2} \right)^2 \right\} \right]
 \end{aligned}$$

Assumption:
Constant stiffnesses in each layer

$$\mathbf{Q}(z) : \text{in layer } k = \mathbf{Q}_k$$

Transformations - Summary

Summary of Transformations

Local Coordinates
(Material Principal Axes)

$$\sigma' = \mathbf{Q}' \cdot \varepsilon'$$

$$\mathbf{Q}' = \mathbf{T}_{\varepsilon'}^T \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{T}_{\varepsilon'}$$

$$\varepsilon' = \mathbf{S}' \cdot \sigma'$$

$$\mathbf{S}' = \mathbf{T}_{\varepsilon} \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{T}_{\varepsilon}^T$$

Stiffnesses
 $\mathbf{Q}, \mathbf{Q}'$

Compliances
 $\mathbf{S}, \mathbf{S}'$

Global Coordinates
(Laminate coordinate system)

$$\sigma = \mathbf{Q} \cdot \varepsilon$$

$$\mathbf{Q} = \mathbf{T}_{\varepsilon}^T \cdot \mathbf{Q}' \cdot \mathbf{T}_{\varepsilon}$$

$$\varepsilon = \mathbf{S} \cdot \sigma$$

$$\mathbf{S} = \mathbf{T}_{\varepsilon'} \cdot \mathbf{S}' \cdot \mathbf{T}_{\varepsilon'}^T$$

$$\mathbf{T}_{\varepsilon'} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -sc \\ s^2 & c^2 & sc \\ 2sc & -2sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{\varepsilon} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & sc \\ s^2 & c^2 & -sc \\ -2sc & 2sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$

Orthotropic Material (Symmetrical)

Stacking Sequence

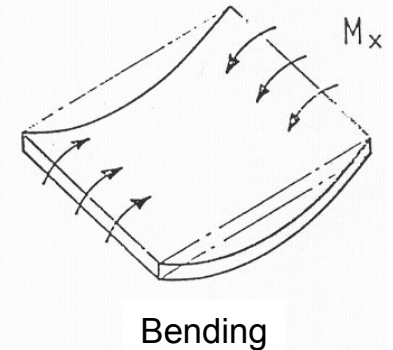
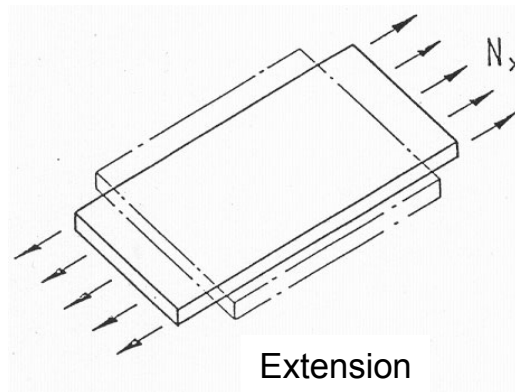
a)

0°
90°
90°
0°

b)

0°
0°
90°
90°
0°
0°

Deformed State



Stiffness Matrix

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Anisotropic Material (Symmetrical)

Stacking Sequence

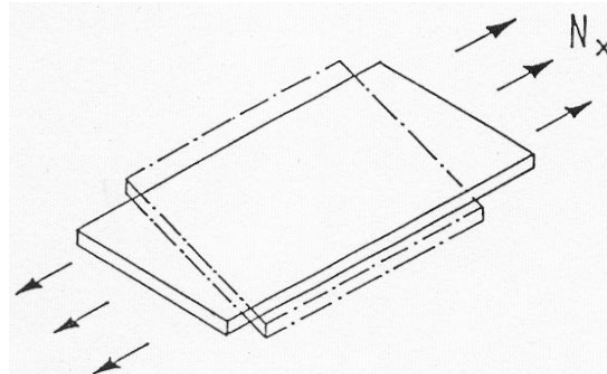
a)

0°
$+45^\circ$
$+45^\circ$
0°

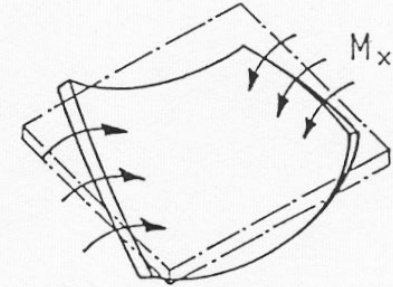
b)

-45°
0°
90°
0°
-45°

Deformed State



Extension and Shear



Bending and Torsion

Stiffness Matrix

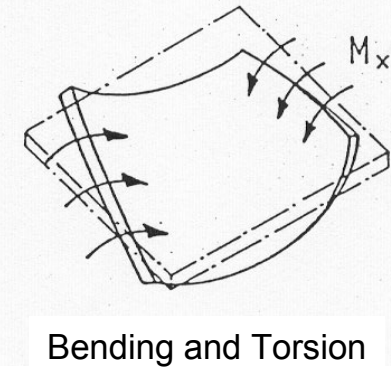
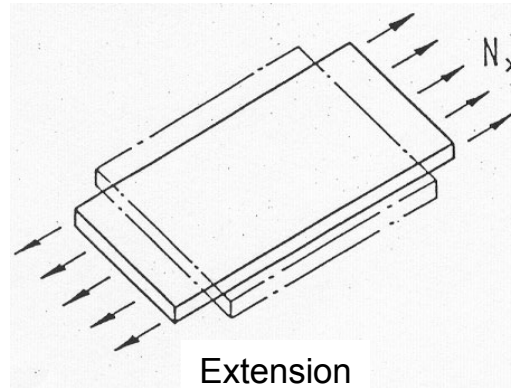
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & A_{23} & 0 & 0 & 0 \\ A_{13} & A_{23} & A_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & D_{23} \\ 0 & 0 & 0 & D_{13} & D_{23} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Pseudo – Orthotropic Material (Symmetrical)

Stacking Sequence

a)	+45°
	-45°
	-45°
	+45°
b)	0°
	+45°
	-45°
	90°
	-45°
	+45°
	0°

Deformed State



Stiffness Matrix

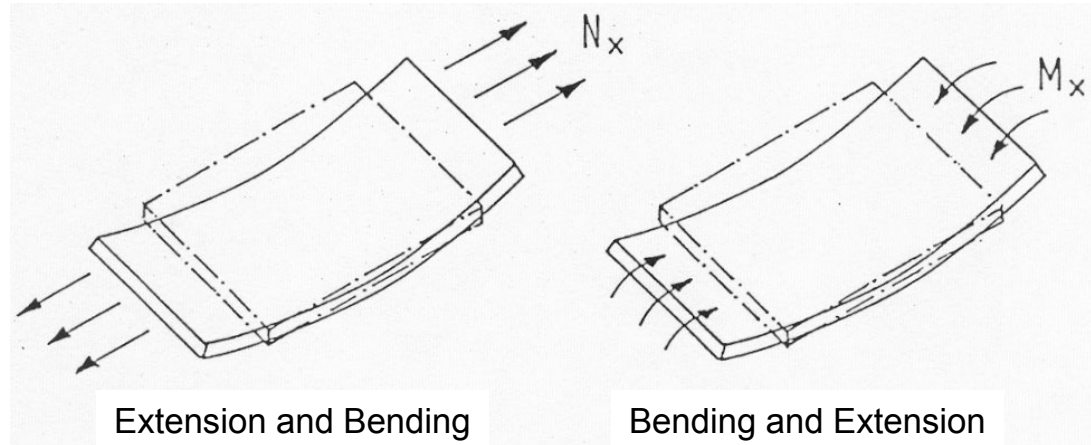
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & & & \\ A_{12} & A_{22} & 0 & & 0 & \\ 0 & 0 & A_{33} & & & \\ & & & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ & 0 & & D_{12} & D_{22} & D_{23} \\ & & & D_{13} & D_{23} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Unsymmetrical Cross-Ply

Stacking Sequence

a)	0°
	90°
b)	0°
	90°
	0°
	90°
	0°
	90°

Deformed State

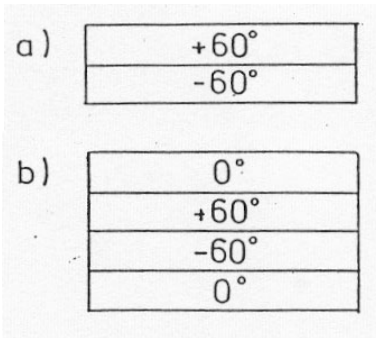


Stiffness Matrix

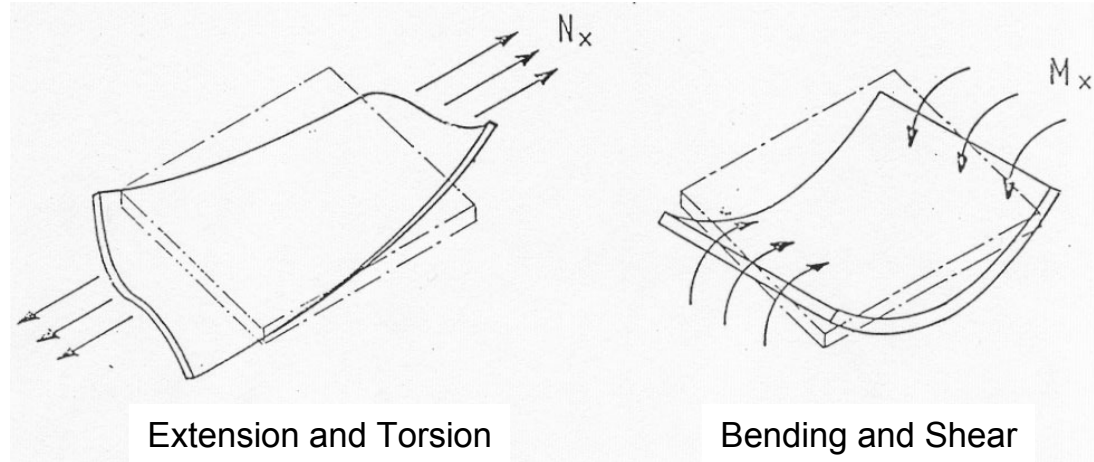
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{33} & 0 & 0 & 0 \\ B_{11} & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & B_{22} & 0 & D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Unsymmetrical Angle-Ply

Stacking Sequence



Deformed State



Stiffness Matrix

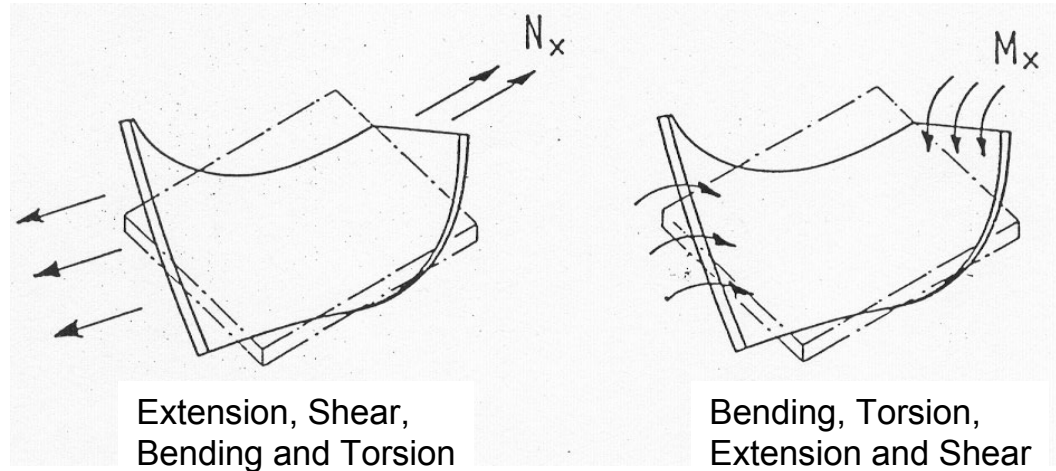
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & B_{13} \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & B_{23} \\ 0 & 0 & A_{33} & B_{13} & B_{23} & 0 \\ 0 & 0 & B_{13} & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & B_{23} & D_{12} & D_{22} & 0 \\ B_{13} & B_{23} & 0 & 0 & 0 & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

General Laminate (Unsymmetrical)

Stacking Sequence

a)	0°
	90°
	+45°
b)	0°
	+45°
	-45°
	+45°
	90°
	0°

Deformed State



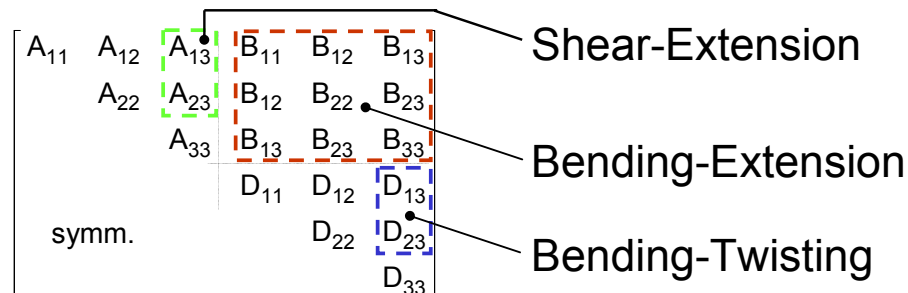
Stiffness Matrix

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ A_{12} & A_{22} & A_{23} & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ A_{13} & A_{23} & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ B_{11} & B_{12} & B_{13} & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ B_{12} & B_{22} & B_{23} & D_{12} & D_{22} & D_{23} \\ B_{13} & B_{23} & B_{33} & D_{13} & D_{23} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$

Special Cases of Laminate Stiffnesses

Symmetric Laminates	The geometry and the material properties are symmetric about the middle surface
Antisymmetric Laminates	- Symmetry about the middle surface of geometry - Reversal or mirror image of material properties
Cross-Ply Laminates	The laminate consists only of layers with principal material directions alternating at 0° and 90° to the laminate axes
Angle-Ply Laminates	Alternating stacking of layers with $+\alpha^\circ$ and $-\alpha^\circ$ to the laminate coordinate system

Physical Significance of Stiffness Terms



Special Cases of Laminate Stiffnesses

		General Laminate anisotropic	Angle-Ply Laminate	
			quasi-orthotropic	orthotropic
unsymmetrical		$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ & A_{22} & A_{23} & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ & & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ & & & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ & & & & D_{22} & D_{23} \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ & A_{22} & 0 & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ & & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ & & & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ & & & & D_{22} & D_{23} \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & B_{12} & 0 \\ & A_{22} & 0 & B_{12} & B_{22} & 0 \\ & & A_{33} & 0 & 0 & B_{33} \\ & & & D_{11} & D_{12} & 0 \\ & & & & D_{22} & 0 \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix}$
symmetrical		$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & A_{22} & A_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & A_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ & & & & D_{22} & D_{23} \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & A_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ & & & & D_{22} & D_{23} \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & A_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & D_{11} & D_{12} & 0 \\ & & & & D_{22} & 0 \\ & & & & & D_{33} \end{bmatrix}$

Failure Criteria – Isotropic Material

Isotropic Materials

Maximum load carrying capacity → defined via single strength limits
derived from: tension, compression, or
shear tests (by means of
simple test specimen)

→ For uniaxial stress state:
unambiguous definition of failure limits

Failure occurs, if the acting stress level (uniaxial) is above the stress limit (uniaxial) that was derived in a corresponding material test (e.g. tension test)

→ For multiaxial stress state:
Transformation of the multiaxial stress state into an equivalent uniaxial stress state, e.g. von MISES stress, which can finally be compared with the single strength limits.

Failure occurs, if the acting equivalent uniaxial stress is above the limit that was derived in a corresponding material test (e.g. tension test)

Failure Criteria – Isotropic Material

Isotropic Materials

The definition of the equivalent stress state depends upon the selected failure hypothesis.

Usually applied failure hypotheses for isotropic materials (metals) are:

- Maximum distortional energy
- Maximum shear stress
- Maximum normal stress
- Maximum strain

Calculated from:

Normal- and shear stresses or principal stresses

For plane stress states the design failure envelopes (surfaces) can be defined as functions of the principal stress axes. Each stress state within the envelope can be sustained by the material.

Failure Criteria – Isotropic vs. Anisotropic Material

Anisotropic Materials

Anisotropic Materials have direction/fiber depending strength values, i.e. the strength value in longitudinal direction differs from the one in transverse direction. Thus, the traditional failure criteria of isotropic materials can not be used.

Example:

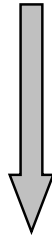
A quasi-isotropic $[0^\circ \pm 45^\circ 90^\circ]_s$ laminate is loaded in 0° -direction only (=maximum load direction). However, the 90° -layer is the first layer that fails (=not highly loaded, but very little strength limit)!

Failure Criteria – Anisotropic Material

Anisotropic Material

The multiaxial stress state is dependent on each single layer of the laminate, and as such from each single ply-angle, ply-thicknesses and number of plies the laminate could consist of . . .

Procedure of the “Classical
Lamination Theory”



Consideration of the
individual layers of a laminate

Orthotropic Layers

Assuming thin walled structures, effects in thickness direction can be neglected. Thus, the failure assessment of a laminate can be done for each orthotropic layer of the laminate.

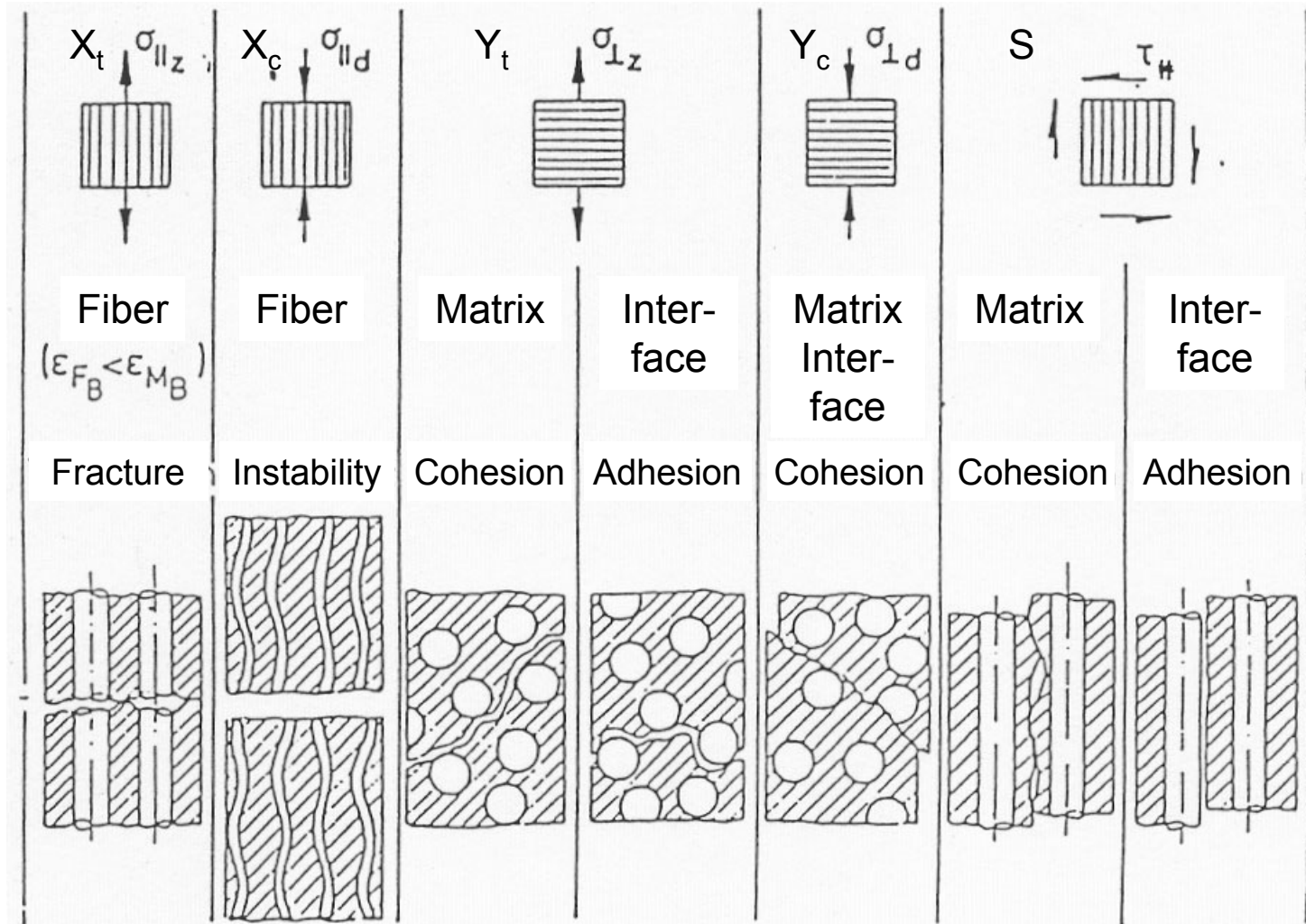
Failure Criteria – Anisotropic Material

Orthotropic Layers (cont.'d)

For each orthotropic layer the analysis must be done using the normal and shear stresses that run parallel to the principal axes of the orthotropic layer.

Finally these stresses have to be compared with the strength values of the considered orthotropic material. These values can again be determined by simple uniaxial tests.

Failure Cases – Orthotropic Material



Failure Cases – Orthotropic Material

Five (5) independent parameters are necessary to describe the failure cases of an orthotropic material layer in a plane stress state. The parameters are defined in the principal orthotropic material axes:

- X_t Allowable tension strength of orthotropic layer in longitudinal direction
(1-direction; fiber direction)
- X_c Allowable compression strength of orthotropic layer in longitudinal direction
(1-direction; fiber direction)
- Y_t Allowable tension strength of orthotropic layer in transverse direction
(2-direction; transverse to the fiber direction)
- Y_c Allowable compression strength of orthotropic layer in transverse direction
(2-direction; transverse to the fiber direction)
- S Allowable shear strength of orthotropic layer
(identical for tension and compression)

Failure Criteria – Anisotropic Material

Maximum Stress Criterion

Failure occurs, if one of the following conditions is violated:

$$\sigma'_1 < X_t \quad ; \quad \sigma'_1 < X_c$$

or

$$\sigma'_2 < Y_t \quad ; \quad \sigma'_2 < Y_c$$

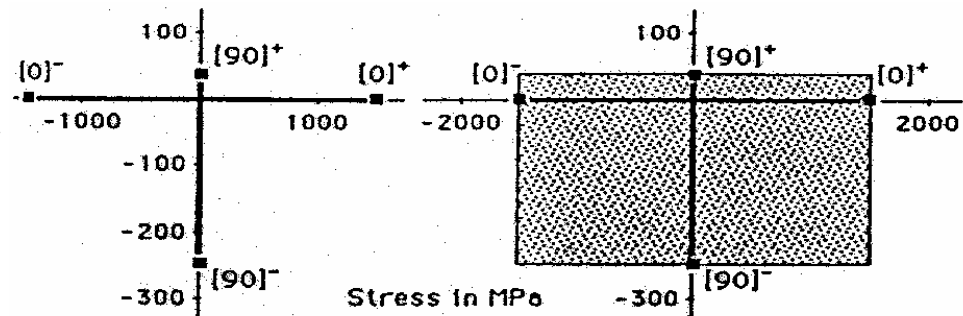
or

$$\tau'_{12} < S$$

No distinction between
fiber and matrix fracture

Attached is the Maximum Stress Criterion in principal axes for $\tau = 0$. For a single layer made of Carbon / Epoxy (T300 / 5208), the failure envelope is a rectangle with its limits $X_{t,c}$ and $Y_{t,c}$.

T300 / 5208



Failure Criteria – Anisotropic Material

Maximum Strain Criterion

Failure occurs, if one of the following conditions is violated:

$$\varepsilon'_1 < \frac{X_t}{E_1} \quad ; \quad \varepsilon'_1 < \frac{X_c}{E_1}$$

or

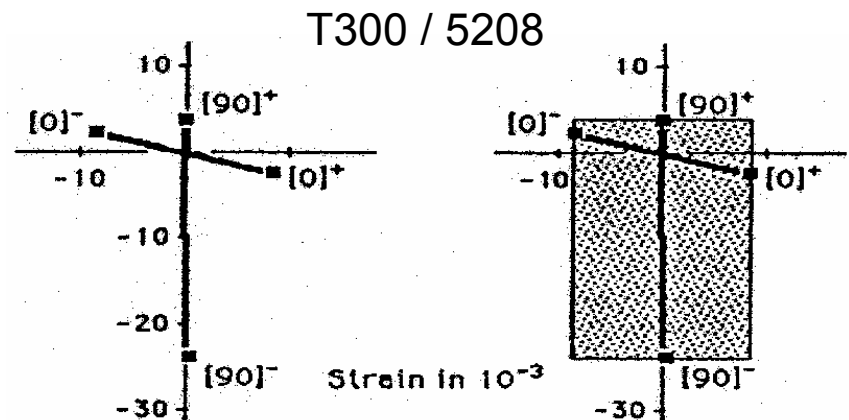
$$\varepsilon'_2 < \frac{Y_t}{E_2} \quad ; \quad \varepsilon'_2 < \frac{Y_c}{E_2}$$

or

$$\gamma'_{12} < \frac{S}{G_{12}}$$

No distinction between
fiber and matrix fracture

Attached is the Maximum Stress
Criterion in principal axes for $t = 0$.



Failure Criteria – Anisotropic Material

ZTL Criterion (according to HSB 51301 – 01)

Condition 1: Matrix breakage (identical to Tsai-Wu)

$$F_{11} \cdot \sigma_1'^2 + 2 \cdot F_{12} \cdot \sigma_1' \cdot \sigma_2' + F_{22} \cdot \sigma_2'^2 + F_{ss} \cdot \tau_{12}'^2 + F_1 \cdot \sigma_1' + F_2 \cdot \sigma_2' = 1$$

Strength values

$$F_{11} = \frac{1}{X_t \cdot X_c} \quad ; \quad F_{22} = \frac{1}{Y_t \cdot Y_c} \quad ; \quad F_{ss} = \frac{1}{S^2}$$

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad ; \quad F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad ; \quad F_{12} = -\frac{1}{2} \cdot \sqrt{F_{11} \cdot F_{22}}$$

Condition 2: Fiber breakage

$$\left(\frac{\sigma_1'}{X_t} \right)^2 = 1 \quad \text{oder} \quad \left(\frac{\sigma_1'}{X_c} \right)^2 = 1 \quad \longrightarrow$$

Prevents inadmissible stress states (may be up to factor 1.9 in fiber direction), caused by strength term F_{12} according to condition 1.

Failure Criteria – Anisotropic Material

ZTL Criterion Reserve Factors

Due to condition 1: Matrix Breakage

$$RF_{MB} = \frac{2}{R_i + \sqrt{R_i^2 + 4 \cdot R_{ii}}}$$

with:

$$R_{ii} = F_{11} \cdot \sigma_1'^2 + 2 \cdot F_{12} \cdot \sigma_1' \cdot \sigma_2' + F_{22} \cdot \sigma_2'^2 + F_{ss} \cdot \tau_{12}'^2$$
$$R_i = F_1 \cdot \sigma_1' + F_2 \cdot \sigma_2'$$

Due to condition 2: Fiber Breakage

$$RF_{FB} = \frac{X_t}{\sigma_1'} \quad \text{or} \quad RF_{FB} = \left| \frac{X_c}{\sigma_1'} \right|$$

→ The critical value is the smaller one of RF_{MB} and RF_{FB} !

Failure Criteria – Anisotropic Material

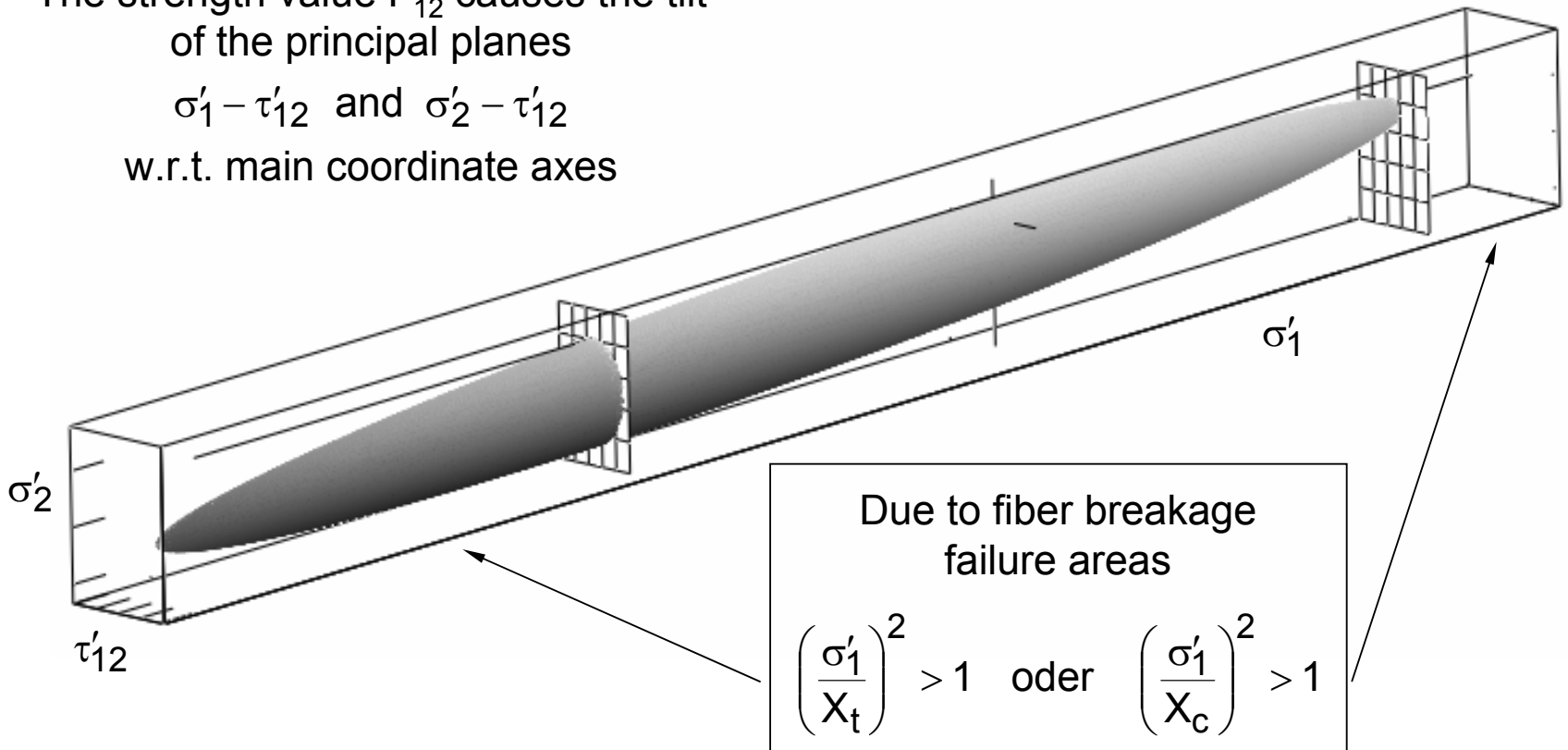
ZTL – Envelope:

(all axes same scale)

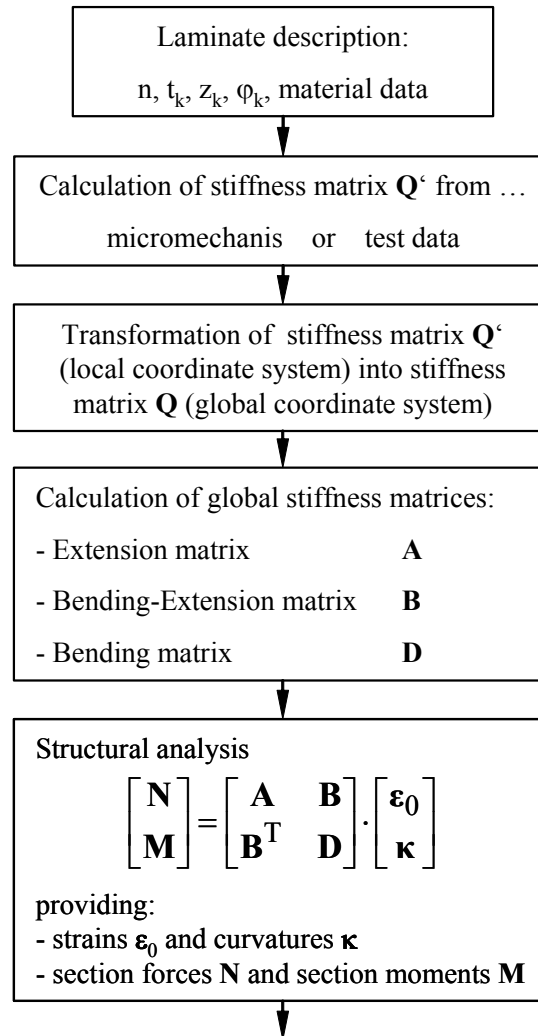
The strength value F_{12} causes the tilt
of the principal planes

$$\sigma'_1 - \tau'_{12} \text{ and } \sigma'_2 - \tau'_{12}$$

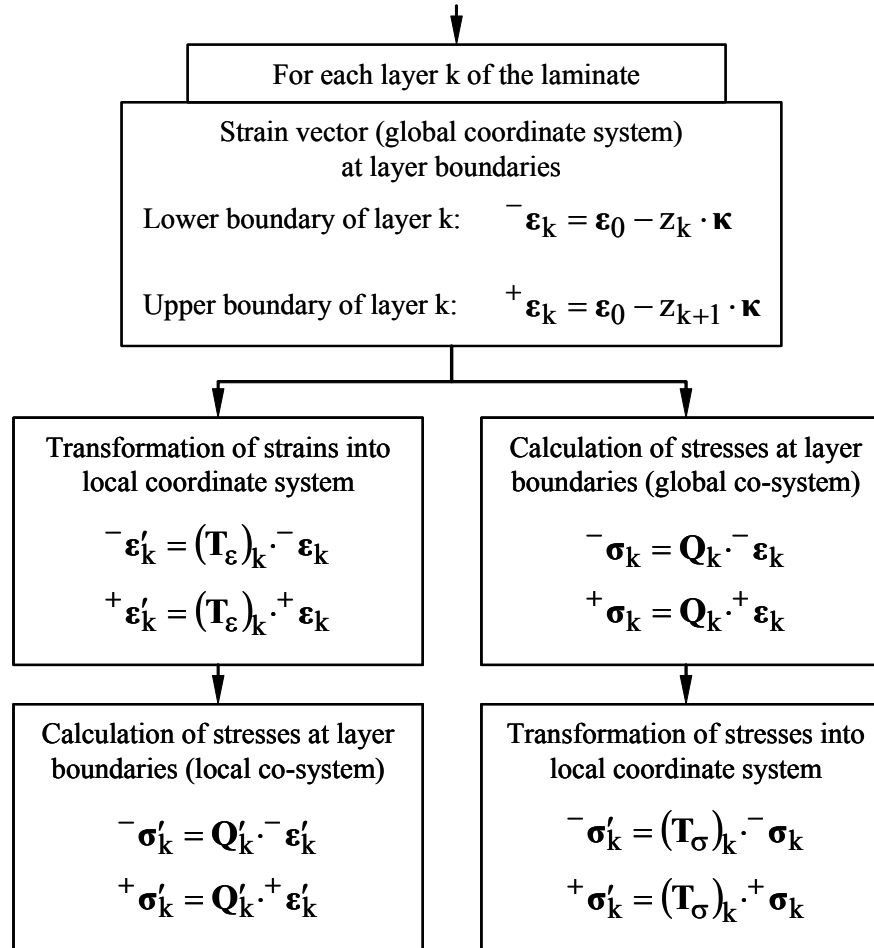
w.r.t. main coordinate axes



Standardized Analysis Procedure for Laminates



Standardized Analysis Procedure for Laminates



Sandwich Structures

“Work Share“

- Facesheets are loaded in-plane, within the sandwich plane, by tension, compression and shear loads (so called “In-plane Loads”).
- Core is loaded out-of-plane, perpendicular to the sandwich plane, by tension, compression and shear loads (“Out-of-plane Loads”).

This “Work Share” is ensured, if

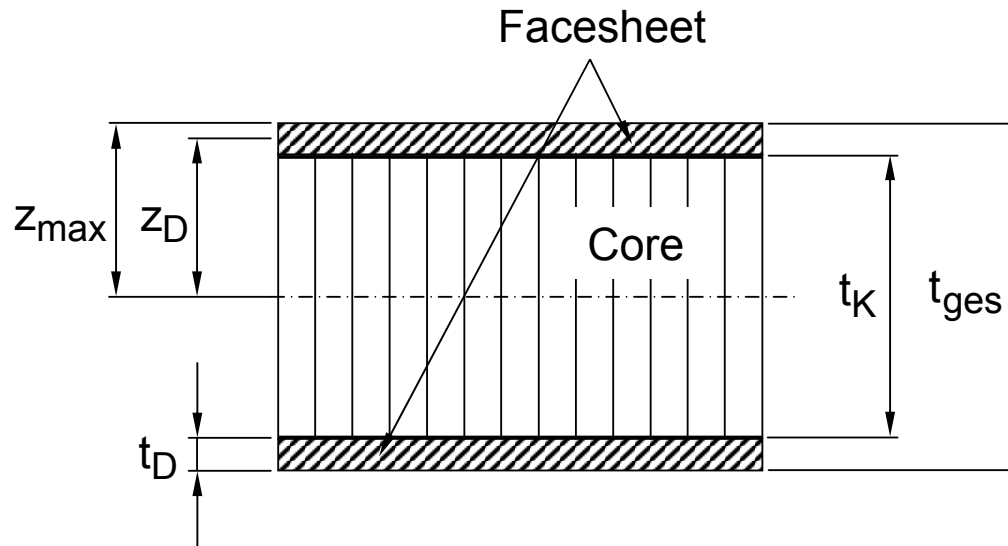
- The bonding between facesheets and core is given for
 - all relevant loads and/or
 - combinations of load cases

Sandwich Structures

Advantages	Disadvantages
Very low weight up to a medium load level	High investments (tooling, models)
Surface can be formed according to the required shape	Core materials may show adverse effects w.r.t. moisture and corrosion
Fatigue behaviour	Load introductions, cut outs, fittings cause costly design considerations and are associated with additional weight impacts
Fail-safe characteristics	Modifications difficult to implement
Isolation is integrated (partly)	Costly repairs
Dynamic behaviour (e.g. high eigenfrequencies)	Inspections need experienced personnel and special tools (e.g. delaminations)
	Susceptible to impacts

Sandwich Structures

Geometry parameters of sandwich structures



Thickness of facesheet t_D

Distance to facesheets

$$z_D = \frac{t_{ges} - t_D}{2}$$

Thickness of core t_K

Edge distance

$$z_{max} = \frac{t_{ges}}{2}$$

Sandwich Structures

Assumptions:

- Symmetrical facesheets
- Young's-Modulus of facesheets is E_D
Isotropic or quasi-isotropic material behaviour assumed (required)

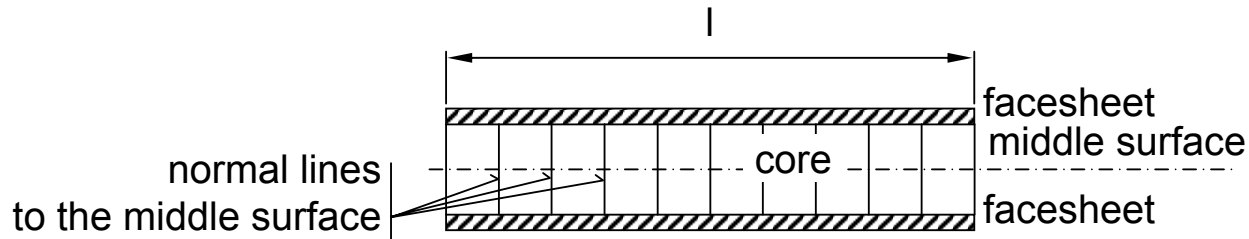
- Loads:

Normal forces N_x, N_y
Shear forces Q_{xz}, Q_{yz}
Moments M_x, M_y

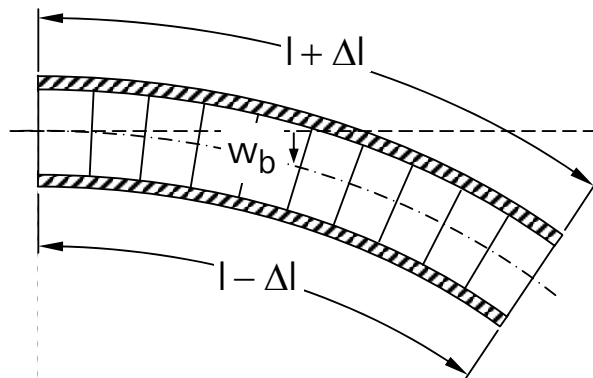
- Related (width b) Loads

n_x, n_y
 n_{xz}, n_{yz}
 m_x, m_y

Sandwich Structures



Bending

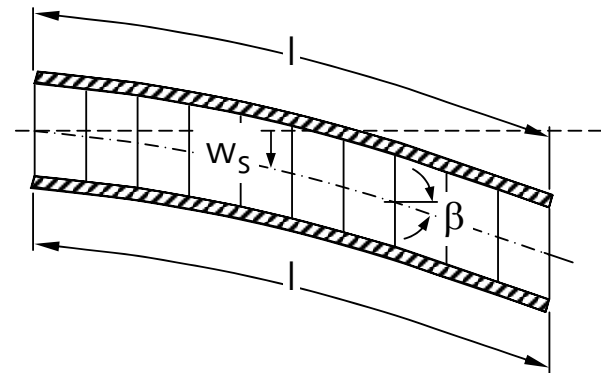


Beam due to bending deformation

- a) Upper facesheet is lengthened, lower facesheets is shortened
- b) Normal lines to the middle surface remain straight and normal

Shear

+



Beam due to shear deformation

- a) Length of the facesheets is constant
- b) Normal lines to the middle surface remain straight (...but are no longer normal to the middle surface...)

Sandwich Structures

Stiffnesses of sandwich structures:

- Extension Stiffness

$$\begin{aligned} D &= E_D \cdot A & | & \text{Cross Section } A = 2 \cdot b \cdot t_D \\ &= E_D \cdot 2 \cdot b \cdot t_D \end{aligned}$$

- Bending Stiffness

$$\begin{aligned} B &= E_D \cdot I & | & \text{area moment of inertia } I = 2 \cdot \left[b \cdot t_D \cdot z_D^2 + \frac{1}{12} \cdot b \cdot t_D^3 \right] \\ &= E_D \cdot 2 \cdot \left[b \cdot t_D \cdot z_D^2 + \underbrace{\frac{1}{12} \cdot b \cdot t_D^3}_{\text{negligible}} \right] \end{aligned}$$

- Shear Stiffness

$$\begin{aligned} K &= G_K \cdot S \\ &= G_K \cdot b \cdot (2 \cdot z_D) \end{aligned}$$

Sandwich Structures

Stresses of sandwich structures:

- Facesheets (tension- / compression stresses)

$$\begin{aligned}\sigma_x &= M_x \cdot \frac{z_{\max}}{I} + N_x \cdot \frac{1}{A} & \sigma_y &= M_y \cdot \frac{z_{\max}}{I} + N_y \cdot \frac{1}{A} \\ &= m_x \cdot \frac{z_{\max}}{2 \cdot \left[t_D \cdot z_D^2 + \frac{1}{12} \cdot t_D^3 \right]} + n_x \cdot \frac{1}{2 \cdot t_D} & &= m_y \cdot \frac{z_{\max}}{2 \cdot \left[t_D \cdot z_D^2 + \frac{1}{12} \cdot t_D^3 \right]} + n_y \cdot \frac{1}{2 \cdot t_D}\end{aligned}$$

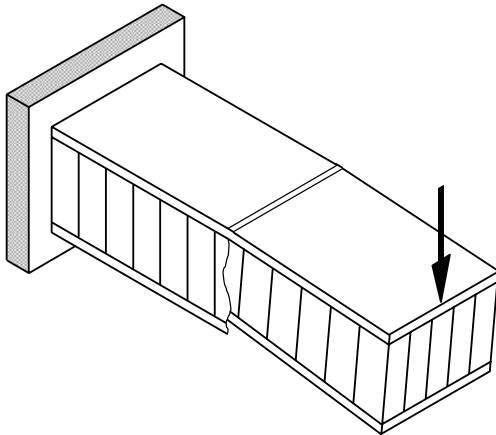
- Core (shear stresses)

$$\begin{aligned}\tau_{xz} &= \frac{Q_{xz}}{b \cdot 2 \cdot z_D} & \tau_{yz} &= \frac{Q_{yz}}{b \cdot 2 \cdot z_D} \\ &= \frac{n_{xz}}{2 \cdot z_D} & &= \frac{n_{yz}}{2 \cdot z_D}\end{aligned}$$

Sandwich Failure Modes

1. Strength

The skin (facesheet) and core materials should be able to withstand the tensile, compressive and shear stresses induced by the design load.



Facesheet: $\sigma_{\text{face}} \leq \sigma_{\text{allowable}}$

Core: $\tau_{\text{Core}} \leq \tau_{\text{allowable}}$

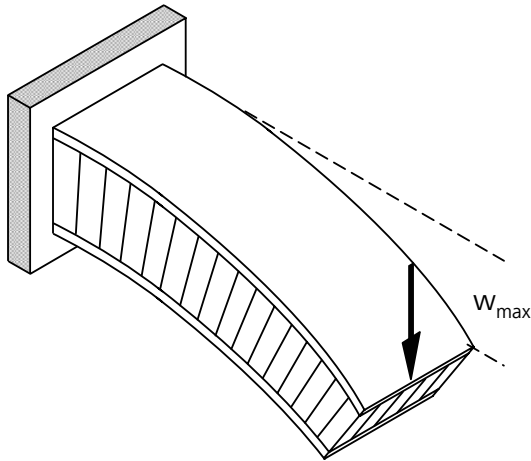
2. Debonding

The skin to core adhesive must be capable of transferring the shear stresses between skin and core.

Sandwich Failure Modes

3. Stiffness

The sandwich panel should have sufficient bending and shear stiffness to prevent excessive deflection.



Maximum deflection limit:

$w_{\max}$ to be analyzed from
mechanical model

Sandwich Failure Modes

4. Panel buckling

The core thickness and shear modulus must be adequate to prevent the panel from buckling under end compression loads.

→ Beam $\sigma_{cr} = \pi^2 \cdot E_D \cdot \left(\frac{z_D}{l} \right)^2$

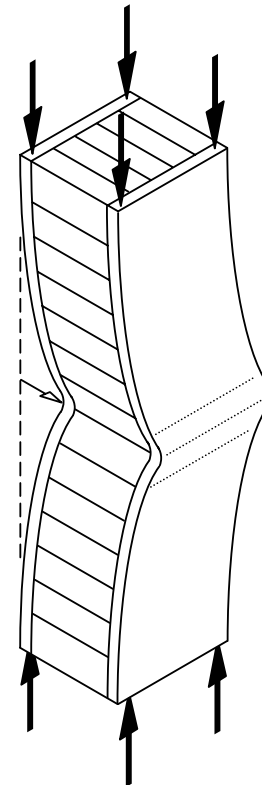
$$\sigma_{cr} = \kappa \cdot k_d \cdot E_D \cdot \left(\frac{2 \cdot z_D}{b} \right)^2$$

→ Plate

$$\tau_{cr} = \kappa \cdot k_s \cdot E_D \cdot \left(\frac{2 \cdot z_D}{b} \right)^2$$

$\kappa = 3$ for identical facesheet thicknesses

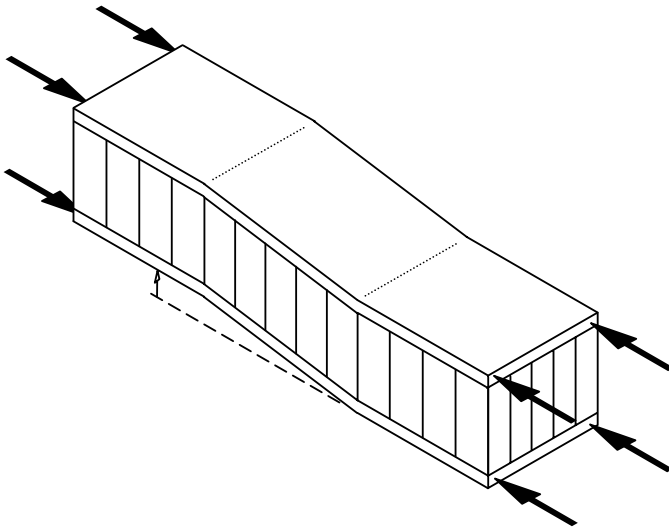
k_d, k_s Buckling coefficients



Sandwich Failure Modes

5. Shear crimping

The core thickness and shear modulus must be adequate to prevent the core from prematurely failing in shear under end compression loads.

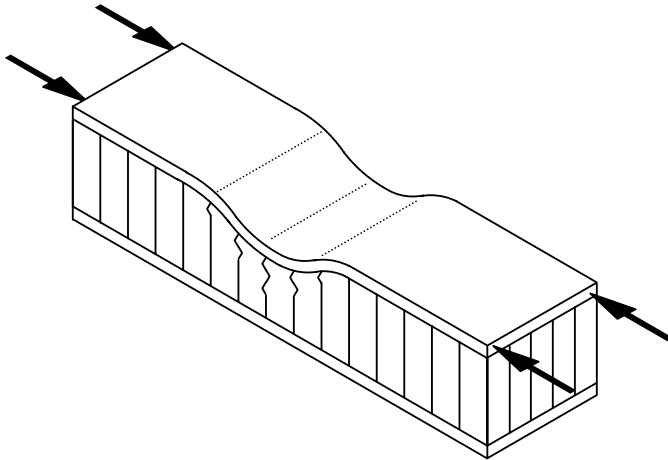


→ Beam: $F_{cr} = G_K \cdot b \cdot t_K$

Sandwich Failure Modes

6. Skin wrinkling

The compressive modulus of the facing skin and the core compression strength must both be high enough to prevent a skin wrinkling failure.



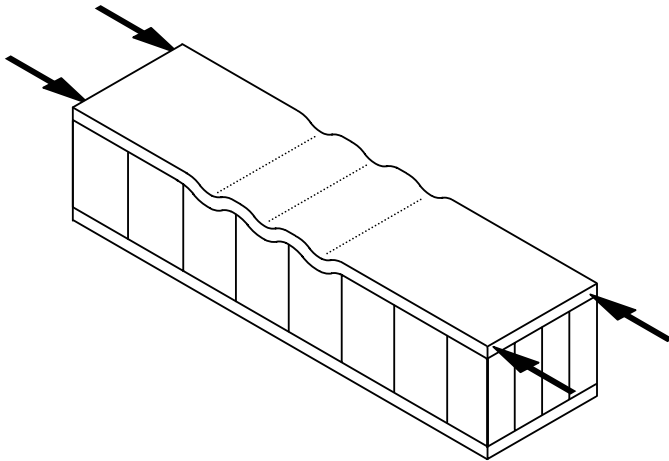
→ Critical stress limit: $\sigma_{wr} = 0.5 \cdot \sqrt[3]{G_K \cdot E_K \cdot E_D}$

Theoretically a value of 0.82 can be achieved

Sandwich Failure Modes

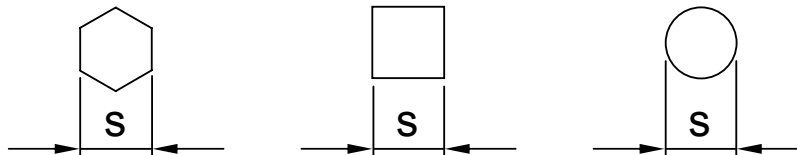
7. Intra cell buckling (Dimpling)

For a given skin material, the core cell size must be small enough to prevent intra cell buckling.



→ Critical stress limit:
$$\sigma_{dp} = \frac{2 \cdot E_D}{1 - \nu_D^2} \cdot \left(\frac{t_D}{s} \right)^2$$

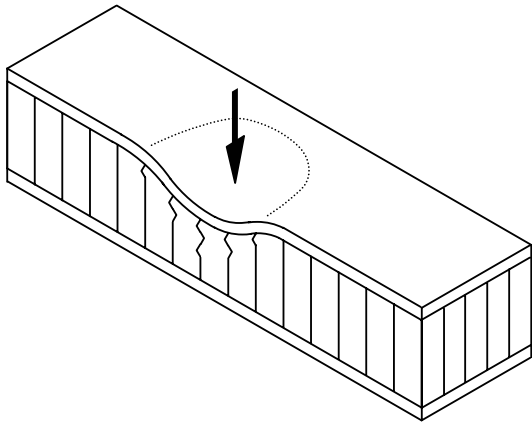
Cell size „s“:



Sandwich Failure Modes

8. Local compression

The core compressive strength must be adequate to resist local loads on the panel surface.



→ Critical stress limit:
$$\sigma_c = \frac{F}{A} = \frac{q \cdot l}{A}$$

Design Guidelines: Honeycomb Sandwich Panel

1. Define loading conditions

e.g. Point loading, uniform distributed load, end loads

2. Define panel type

e.g. Cantilever, simply supported

This is determined by the type and extent of the panel supports. Fully built in support conditions should only be considered when the supporting structure has adequate stiffness to resist deflection under the applied loads.

3. Define physical/space constraints

This should include an assessment of the requirements including:

- deflection limit
- thickness limit
- weight limit
- factor of safety

Preliminary materials selection should be based on the above criteria in conjunction with the mechanical properties of the considered materials.

Design Guidelines: Honeycomb Sandwich Panel

4. Preliminary calculations

- Make an assumption about skin material, skin thickness and panel thickness (Ignore the core material at this stage)
- Calculate stiffness
- Calculate deflection (ignoring shear deflection)
- Calculate facing skin stress
- Calculate core shear stress

5. Optimize design

- Modify skin thickness, skin material and panel thickness to achieve acceptable performance
- Select suitable core to withstand shear stress

6. Detailed calculations

- Calculate stiffnesses and stresses (face sheets and core)
- Calculate deflection, including shear deflection
- Check all applicable failure criteria
- Check for local compression loads on core

Modul: Faserverbund- und Sandwichtechnologie

Inhaltsübersicht

- 1 Einführung in die Faserverbundtechnologie
 - 1.1 Aufbau der Faserverbundwerkstoffe
 - 1.2 Historie und Entwicklung der FVW in der Luftfahrt
- 2 Rohmaterialien und Fertigungsverfahren
 - 2.1 Fasern & Harze
 - 2.2 Sandwichkerne
 - 2.3 Fertigungsverfahren
- 3 Berechnung und Gestaltung
 - 4.1 Werkstoffgesetze
 - 4.2 Mehrschichtenverbunde
 - 4.3 Versagen von Faserverbundstrukturen
 - 4.4 Sandwichstrukturen
- 4 Allgemeine Hinweise zur Auslegung und konstruktiven Gestaltung**

Design Rules for Aerospace Vehicles

- Use composites where weight reduction can be achieved at a reasonable cost.
- Use toughened-resin materials or additional gage to increase resistance to service threats.
- Provide for a wide range of repair options, including mechanically fastened repairs.
- Provide access for maintenance, inspections, and repair.
- Design for visual in-service inspections only.
- Design to maximize automated fabrication.

Design Considerations

General Aspects

- Laminates shall be designed that all loads (load directions) can be carried through the fibers. The matrix only positions the fibers.
A high loading of the matrix or huge matrix deformations should be avoided.
- A laminate should have at least three different ply orientations. For an arbitrary in-plane load scenario, the fibers can carry all loads – even assuming a damaged matrix.
- Due to that reason, all „Cross-Ply“ laminates should be avoided (two different ply orientations only).
- Thus, usually $[0^\circ_n, 90^\circ_m, +45^\circ_k, -45^\circ_k]$ stacking sequences are applied, because they provide 4 different ply orientations.

Design Considerations

General Aspects

- 3 ply orientations shall only be applied for structures having one preferred load direction only: minimum layer proportion (each direction) 15-20%
- 4 ply orientations shall be applied otherwise:
 - minimum layer proportion (each direction) 6-10%
 - 90°-plies: reduction of Poisson ratio and coefficient of thermal expansion
 - 45°-plies: in order to carry secondary loads
- Small ply orientation changes (from layer to layer) shall be preferred:
 - interlaminar shear strength is improved
 - deformations due to the cure cycle are reduced

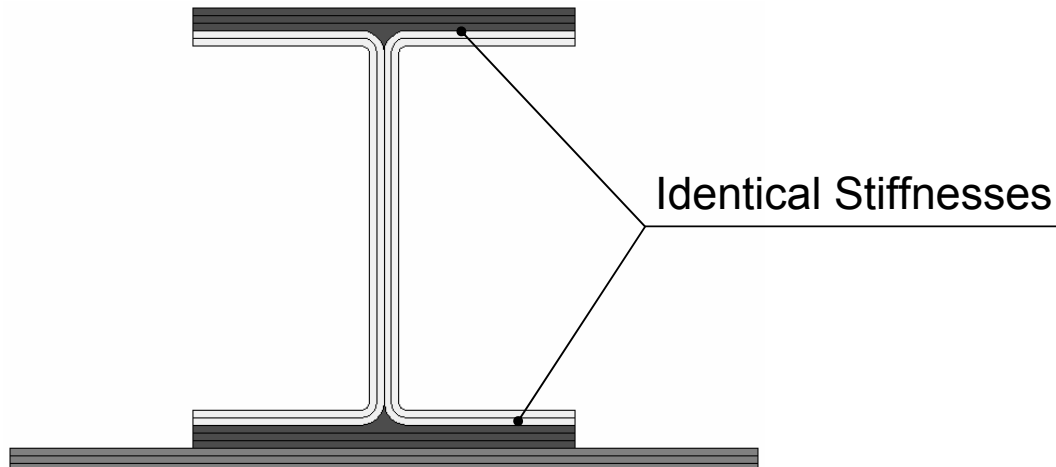
to be preferred: 0°, 45°, 90°

to be avoided: 0°, 90°, 45°

Design Considerations

General Aspects

- Symmetrical laminates (angle-ply arrangements) shall be used.
- Unsymmetrical (or unbalanced) laminates shall only be used, if the anisotropic behaviour is intended.
Unintended coupling effects may occur, e.g. bending twisting coupling.
- Symmetrical stiffness arrangements within one structural group shall be used, e.g. profiles:



Design Considerations

General Aspects

- Buckling / Instability
Use $\pm 45^\circ$ -plies, in particular outer plies
- Bending-Tension-Loading
Use 0° -plies, in particular outer plies
- Excessive direct stacking of identical ply-angles shall be avoided
(Separation of identical plies recommended)
Compromise: maximum of 4 plies per block (same fiber direction)

Design Considerations

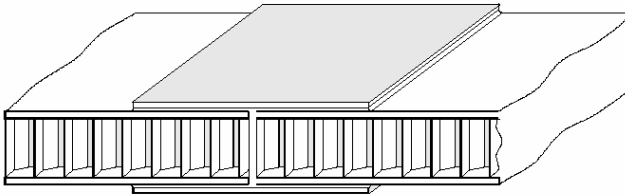
Tailor fiber arrangement to optimize resistance to loads:

- $\pm 45^\circ$ plies give buckling stability and carry shear
- 0° plies give column stability and carry tension or compression
- 90° plies carry transverse loads and reduce Poisson's effects

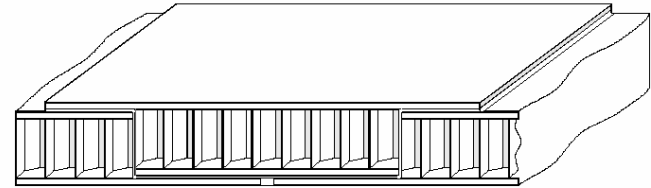
Configuration	Load	Percent Fiber		
		0°	$\pm 45^\circ$	90°
Rod	axial	50 - 100	0 - 25	0 - 25
Stiffener	axial, transverse, moment	25 - 50	25 - 50	0 - 25
Cylinder	internal pressure	25 - 33	0 - 25	50 - 67
Cylinder	external pressure	25 - 33	0 - 25	25 - 67
Cylinder	torsion	0 - 25	50 - 100	0 - 25
Plate	tension, moment	25 - 50	0 - 50	0 - 25
Plate	shear	0 - 25	50 - 100	0 - 25
Plate	compression	25 - 50	25 - 50	0 - 25

Sandwich: Typical Flat Joining Methods

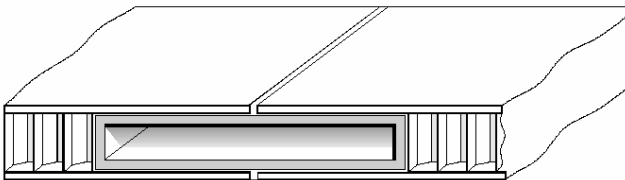
Bonded face supported butt joint



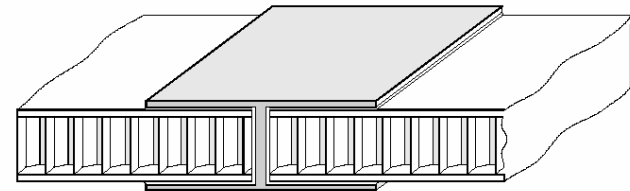
Panel section insertion method, using same panel material



Flush faced bonded joint, supported by a special internal extrusion (or wood block)

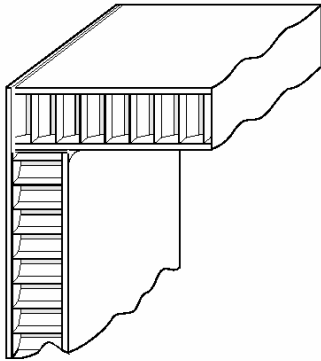


Bonded butt joint using 'H' section extrusion

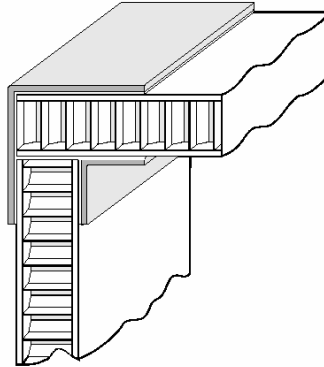


Sandwich: Typical Corner Joining Methods

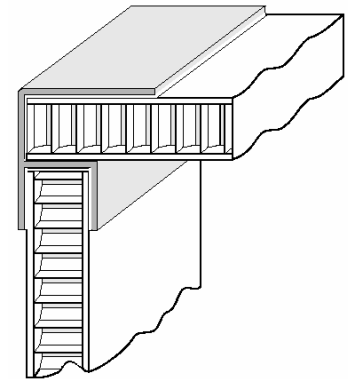
Rebated and bonded,
low strength



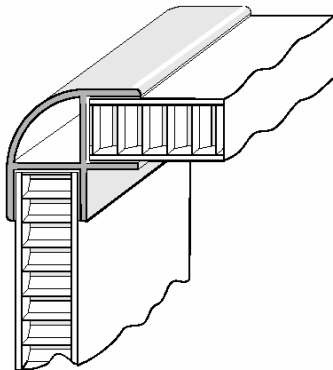
Supported by bonded
L-section extrusions



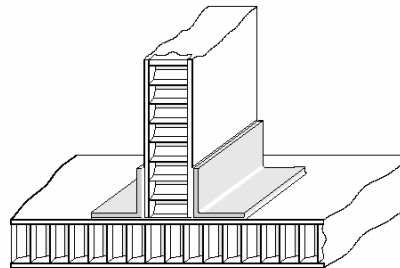
Supported by bonded
special extrusion



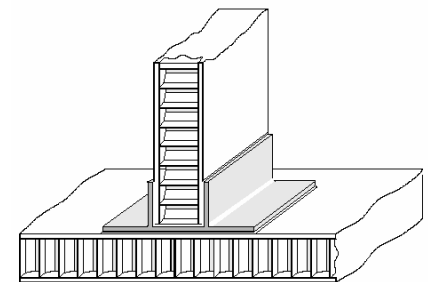
Supported by bonded
special extrusion



Supported by bonded
L-sections

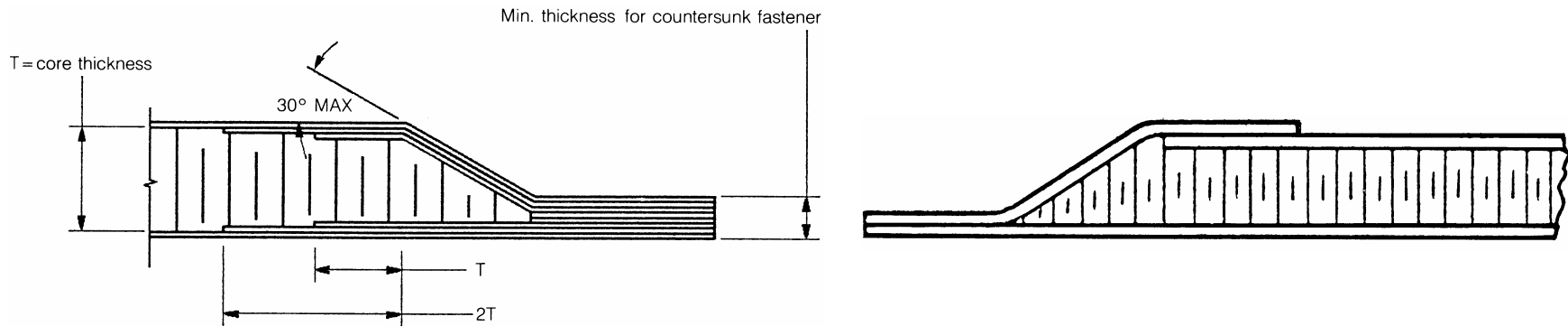
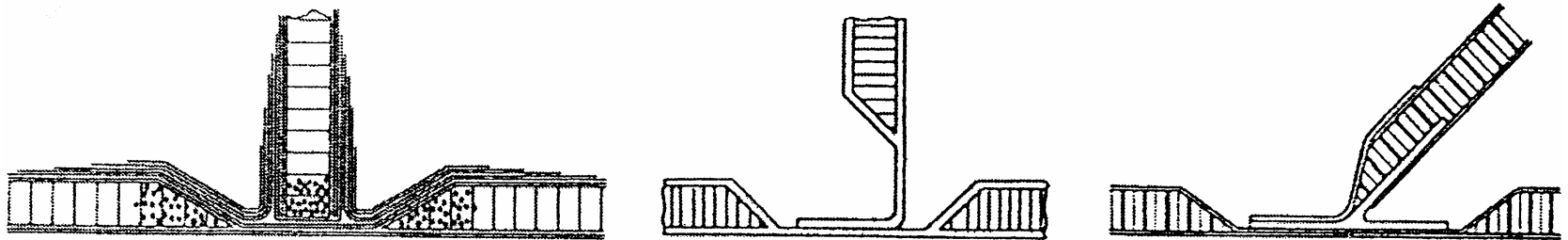


Supported by bonded
special extrusion



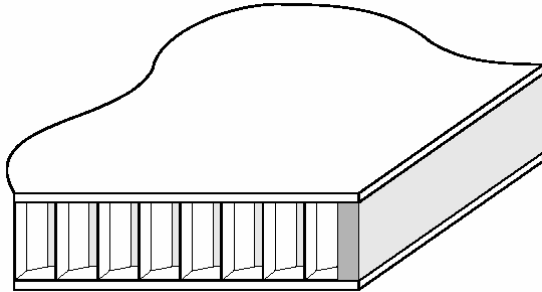
Sandwich: Typical Corner Joining Methods

T-Joints with Panel Edge Closeout

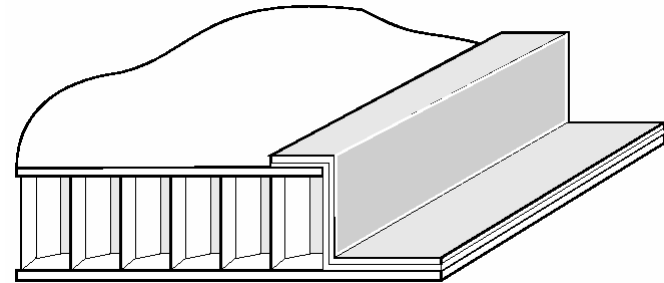


Sandwich: Typical Edge Closure Methods

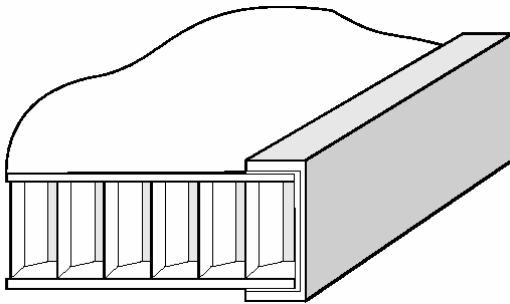
Edge filler



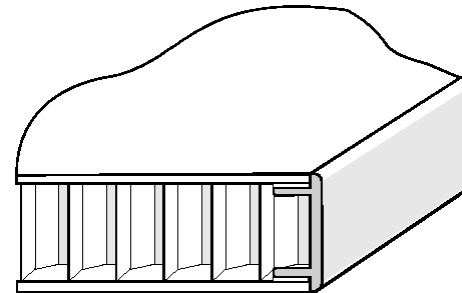
Bonded 'Z' section



Bonded 'U' section

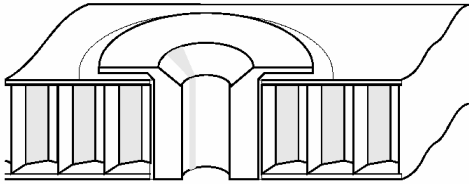


Bonded edge closure section
(suitable for thicker panels)

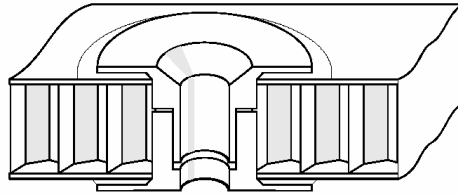


Sandwich: Typical Panel Fixings

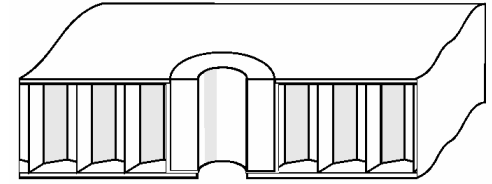
Single part ferrule



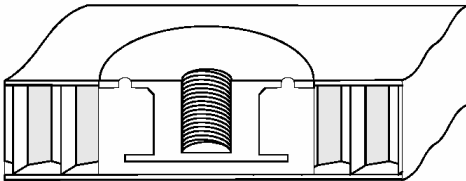
Two part ferrule



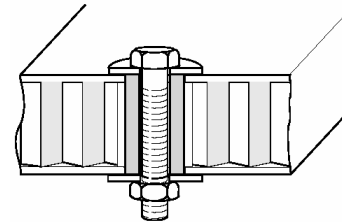
Distance tube



Threaded insert



Through panel distance tube using penny washer



References

- [1] Christensen, R.M.:
Mechanics of Composite Materials. John Wiley & Sons, New York (1979).
- [2] Hull, D.:
An Introduction to Composite Materials. Cambridge University Press (1981).
- [3] Jones, R.M.:
Mechanics of Composite Materials. International Student Edition, McGraw-Hill Kogakusha (1975).
- [4] Niu, M.C.Y.:
Composite Airframe Structures - Practical Design Information and Data. Hong Kong Conmilit Press Limited, Hong Kong (1992).
- [5] Reddy, J.N.; Krishna, M.A.V.:
Composite Structures - Testing, Analysis and Design. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York (1992).
- [6] Schwartz, M.M.:
Composite Materials Handbook. McGraw-Hill, New York (1984).
- [7] Tsai, S.W.; Hahn, H.T.:
Introduction to Composite Materials. Technomic (1980).
- [8] Vinson, J.R.; Chou, T.W.:
Composite Materials and their Use in Structures. Applied Science Publishers, London (1975).
- [9] Vinson, J.R.; Sierakowski, R.L.:
The Behaviour of Structures Composed of Composite Materials. Martinus Nijhoff, Dordrecht (1986).
- [10] Bitzer, T.:
Honeycomb Technology. Chapman & Hall, London (1997).
- [11] Plantema, F.J.:
Sandwich Construction. The bending and buckling of sandwich beams, plates and shells. Wiley (1966).
- [12] Zenkert, D.:
An Introduction to Sandwich Construction. Emas Publishing, London (1997).



Elektronische Kabinensysteme

**DGLR-Seminar
"Flugzeugkabine und Kabinensysteme"**

21. - 23.09.2004

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004 in Dresden

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Prof. Dr.- Ing. Dieter Scholz, MSME

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

E- mail: info@ProfScholz.de
Internet: <http://www.ProfScholz.de>

Unterlagen erstellt aus Material vom
Aufbaukurs Flugzeugbau - Kabine / Kabinensysteme
Vortragende:

- Matthias Großmann, Airbus Deutschland GmbH
- Peter Schumacher, KID Systeme GmbH

Inhalt

1 Einleitung

- Definition
- Geschichte der Avionik und der Passagierunterhaltungssysteme

2 Grundlagen moderner Avionik / Kabinenelektronik

- Halbleitertechnik
- Datenbusse

1 Einleitung

Avionik: engl. Avionic

- Kunstwort

- Aviatik und Elektronik
- Aviation und Electronic

- Definition

- Geräte, die für den Bordeinsatz in Flugzeugen entwickelt worden sind oder als Teile solcher Geräte eingesetzt werden.

- Merkmal

- Im wesentlichen fließen die Ströme in dem System zum Zwecke des Informationsaustausches und nicht für die Energieversorgung.

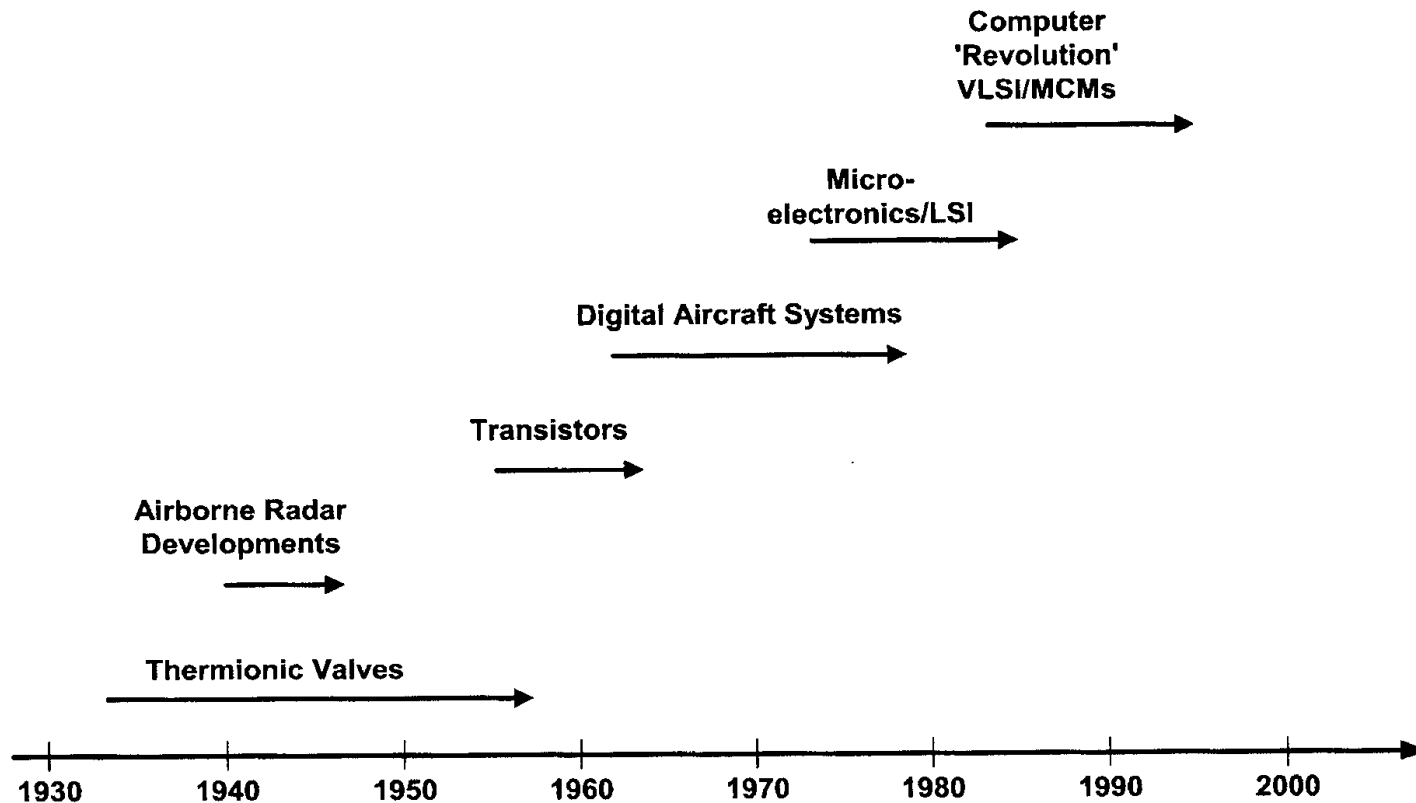
Einleitung

Kabinensysteme

- Von der Funktion her keine Systeme, die für die Flugführung notwendig sind.
- Sie dienen u.a. dem Passagierkomfort und der Crewunterstützung.
- Sie können aber auch Funktionen haben, die im Notfall für die Besatzung und Passagiere wichtig sind.
- Beispiele für Kabinensysteme
 - In-Flight Entertainment (IFE) System
 - In-Seat Power Supply System
 - In-flight Telephone System
 - Cabin Intercommunication Data System (CIDS)
 - Fire Detection System
 - Water Waste System

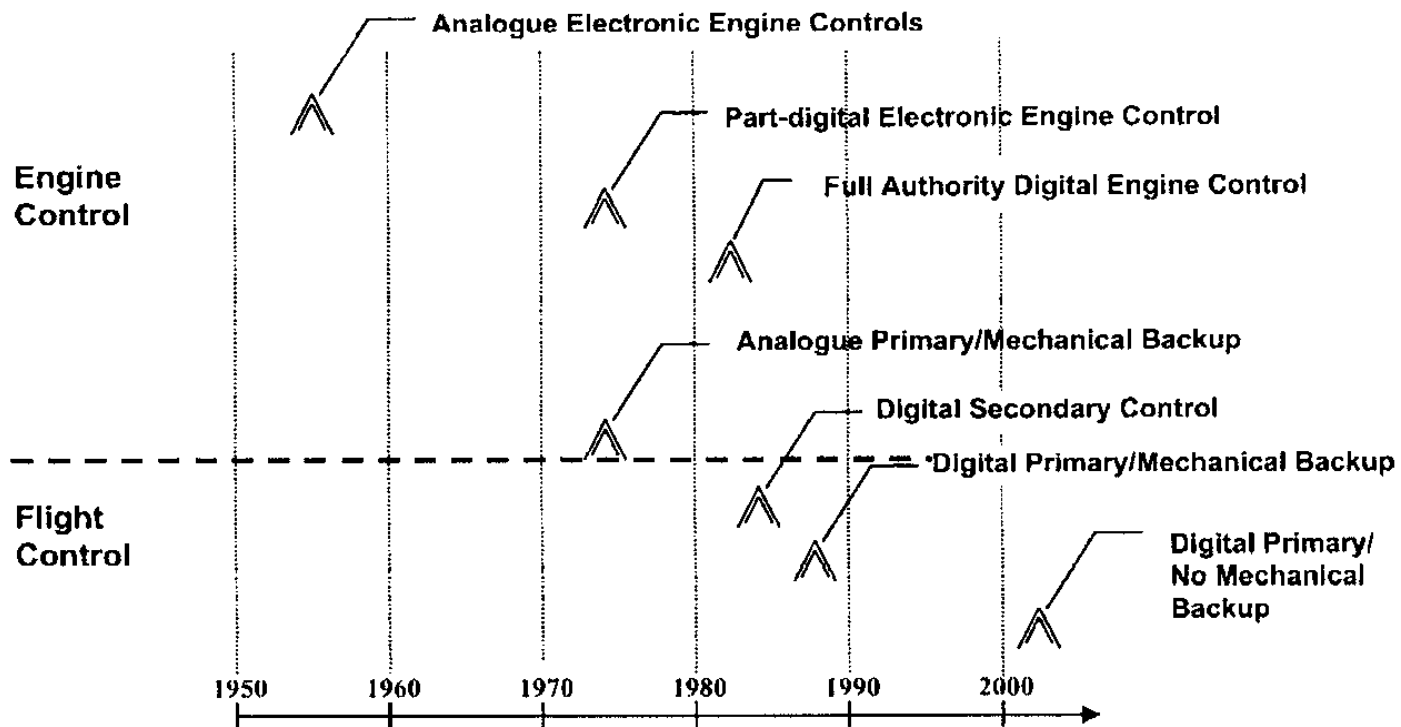
Historie Avionik

- Abb. 1-1: Überblick der wichtigsten elektrischen und elektronischen Komponentenentwicklungen seit 1930



Historie Avionik

- Abb. 1-2: Entwicklung der elektrischen Triebwerks- und Flugsteuerung



Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 1925 – First In-flight Movie
 - ▶ A "media event" for 12 passengers in a World War I converted Handley-Page bomber showing the black & white, silent film "THE LOST WORLD" during a 30-minute flight near London
- 1932 – First In-flight TV
 - ▶ A "media event" on Western Air Express Fokker F-10 aircraft. Archival photographs show an early television set receiving pictures aloft on a flight.

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- Early 1930's and later on
 - ▶ Early in-flight entertainment included live singers, musicians, fashion shows, etc. All performances were designed to become media events within themselves, not specifically to entertain passengers. The press was invited and newspapers and magazines throughout the world held their readers in rapt fascination with news of these events in the sky.
 - ▶ Film showings were soon added as another onboard media event - Early photos show a film projector set up in the aisle of the airplane, and the film projected on a home movie screen placed in the forward section of the cabin.

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 1961

- ▶ Development of a 16mm film system for commercial aircraft. Mechanics required to use 30-inch-diameter film reels.

- 1971

- ▶ Development of the 8mm film cassette. Flight attendants could now change movies in-flight.

- 1975

- ▶ Introduction of Atari video games onboard flights.

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 1978
 - ▶ First video-tape system (VHS)
- 1979
 - ▶ "Electronic" headphones introduced on selected aircraft and premium cabins, replacing "pneumatic" headphones
- 1984
 - ▶ Introduction of the world's first in-flight telephone system on American Airlines.

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 1985
 - ▶ Introduction of the first audio player system based on Tape Cassette technology
- 1988
 - ▶ Introduction of the world's first in-seat video system, using 2.7-inch LCD displays.
- 1989
 - ▶ First IFE noise-cancellation headphones introduced

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 1989

- ▶ American Airlines makes first fleet-wide installation of in-seat video in first class

- 1991

- ▶ Virgin Atlantic Airways offers seat-back video in all classes (including economy).

- 1993

- ▶ First In-flight Fax - Facsimile units installed on Singapore Airlines.

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 1996

- ▶ First installation of In-Seat Power Outlets, on Delta Air Lines.

- 1996

- ▶ Live television premiered on a Delta Air Lines B767 to support the Atlanta Olympics.

- 1997

- ▶ Swissair installs first interactive Video-On-Demand entertainment system, including gambling, installed on an entire aircraft.

Historie Kabinenunterhaltungssysteme

- 2000

- ▶ In April JetBlue introduces live (via satellite) in-flight television fleet wide in all cabins.

- 2000

- ▶ First fleet wide introduction of hand-held DVD-players on American Airlines and Swissair.

- 2001

- ▶ First In-flight E-mail transmission: Air Canada during a "Press Demonstration" flight from Montreal to Toronto.

2 Grundlagen moderner Avionik / Kabinenelektronik

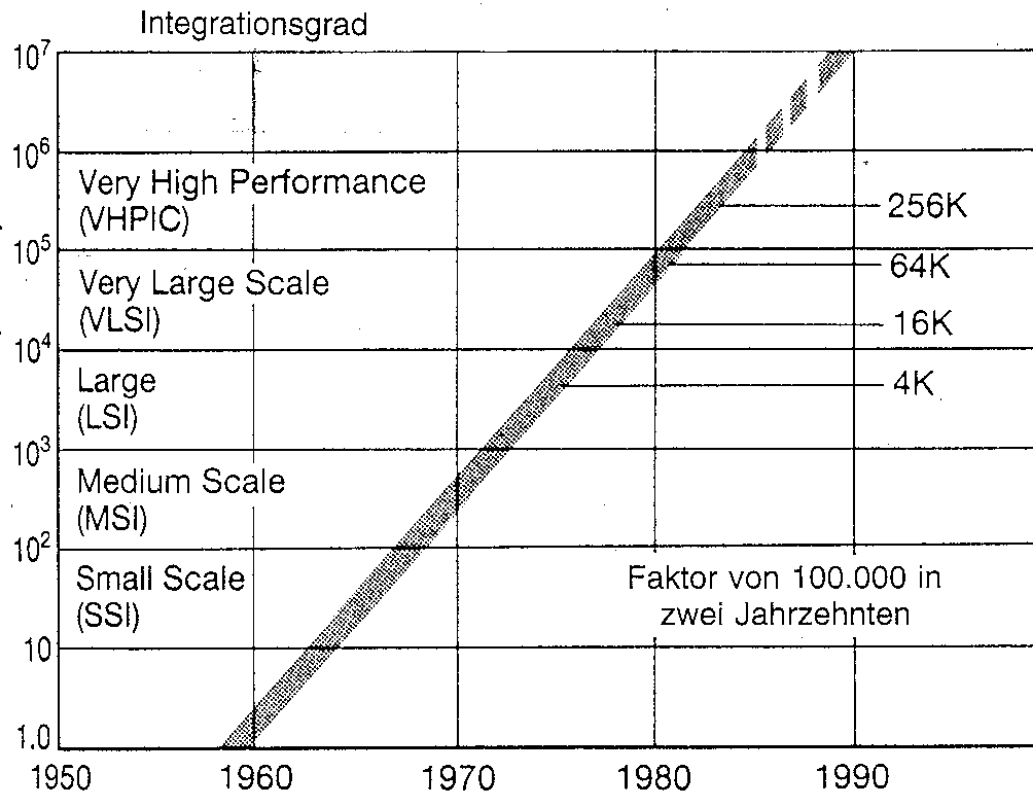
- Transistortechnik
- Integrierte Schaltkreise
- Mikroprozessortechnik
- Datenbusse / LRU / Gehäusenormen
- IMA / Elektronikabteil

Transistortechnik

- In der Mitte der 50er Jahre revolutionierte die Transistortechnologie die Flugzeugelektronik. Innerhalb kürzester Zeit ersetzte der Transistor die Röhre, weil er dem Ideal des Flugzeugbauers sehr nahe kommt:
 - ▶ Mechanisch robust
 - ▶ Klein
 - ▶ Leicht
 - ▶ Verlustarm

Integrierte Schaltkreise

- Diskrete Transistoren wurden von integrierten Schaltkreisen (ICs) verdrängt
- Abb. 2-1: Die Entwicklung der Integrationsdichte bei IC's

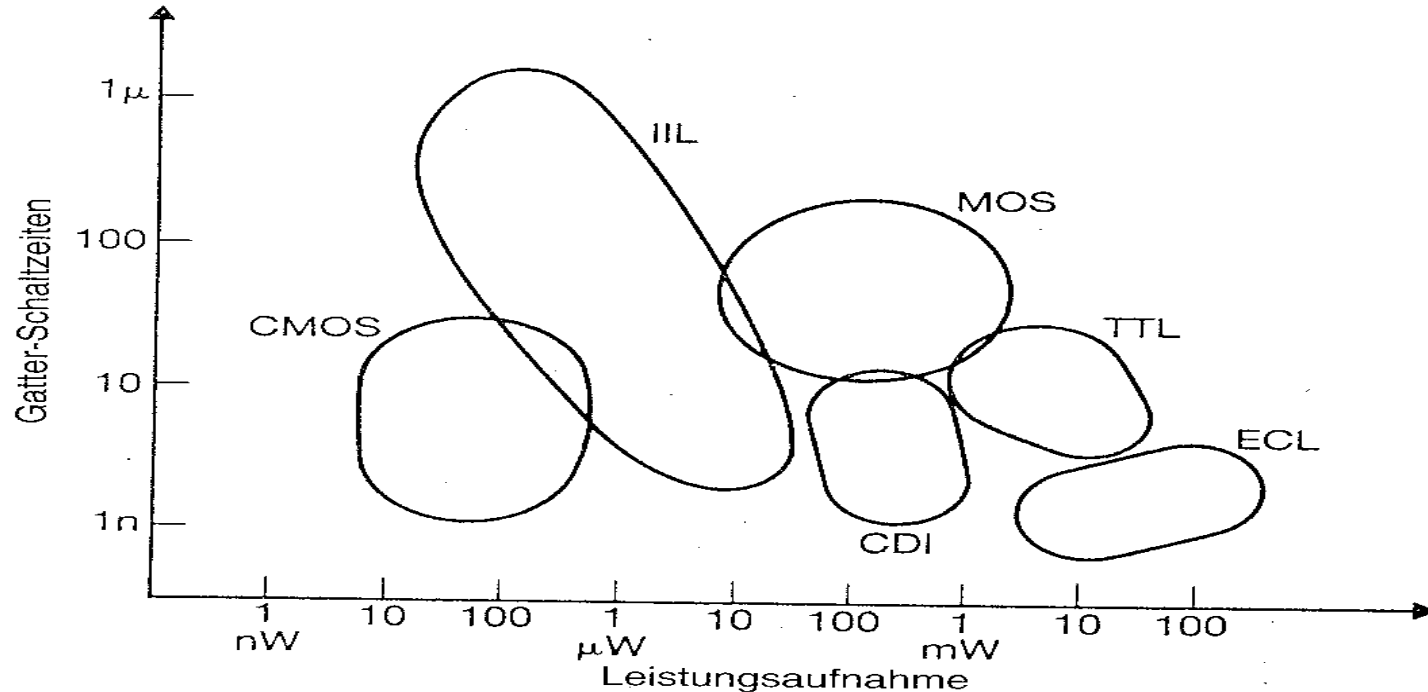


Integrierte Schaltkreise

- Wachsende Integrationsgrad durch abnehmende Strukturgröße des Einzeltransistors und bei den Schaltungsverbindungen
- Strukturgrößen im Mikrometerbereich sind längst erreicht
- Steigende Rechenleistungen durch immer schnellere Logikschalttechniken
- Sinkender Energiebedarf durch immer verlustfreiere Logikschalttechniken

Integrierte Schaltkreise

- Abb. 2-2: Vergleich der Schalt- und Verlustleistungen verschiedener Logikbausteinfamilien



Halbleitertechnologien

TTL	Transistor-transistor logic
ECL	Emitter-coupled logic
IIL	Integrated-injection logic
CDI	Collector-diffused isolation logic
MOS	Metal-oxide-semiconductor transistor logic
CMOS	Complementary MOS

Mikroprozessortechnik

- 1971: Einsatz des ersten Rechners im Flugzeug:
 - 4-bit: Intel 4004
- 1974: Einführung der ersten Nachfolgegeneration
 - 8-bit: Intel 8080; Zilog Z80
- 1977: Einführung der dritten Entwicklungsstufe
 - 16-bit: Intel 8086; Motorola 68000
- Standardisierung wurde notwendig
 - Prozessortechnik: MIL-STD 1750
 - Programmiersprache: ISA (Instruction Set Architecture)

Datenbusse

- Grundlegende Prinzipien digitaler Busse:
 - Halbduplex: Datenverkehr nur von Datenquelle zu Datensenke und nicht zurück über dieselbe Leitung
 - Vollduplex: Datenverkehr von Datenquelle zu Datensenke und zurück über dieselbe Leitung
 - Serieller Bus: Datenbits werden zeitlich nacheinander über eine Zweidrahtleitung übertragen
 - Paralleler Bus: Datenbits werden zeitgleich über mehrer Datenleitungen übertragen

Datenbusse

ARINC 429

- In der Zivilluftfahrt weitverbreitet
- Anwendung: A320/330/340; B757/767

• ARINC 629

- Zivile Anwendung basierend auf dem militärischen Bus entsprechend MIL-STD 1553B
- Anwendung: B777

• AFDX

- Avionics Full Duplex switched ethernet
- Anwendung: A380

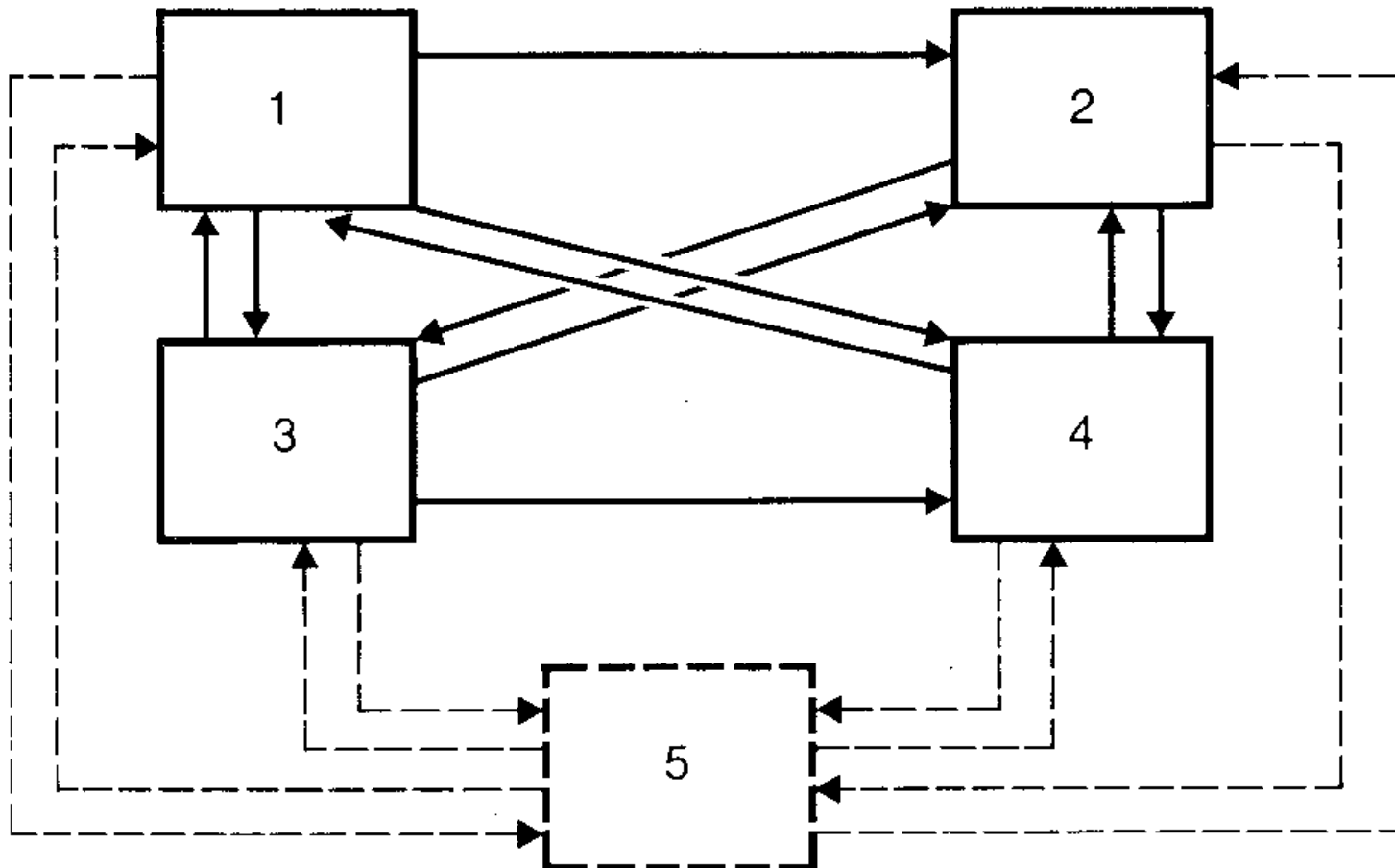
ARINC 429

- Definition: 1977/78
- Eigenschaften des Busses
 - ▶ Halbduplexverfahren – Wechselbetrieb
 - ▶ Unidirektional
 - ▶ Eine Datenquelle versorgt bis zu 20 Datensenenken
 - ▶ Datenrate: 12kbit/s; 14kbit/s; 100kbit/s
 - ▶ Bipolar RTZ Technik



ARINC 429

- Abb. 2-3: Schema einer ARINC 429 Anlage

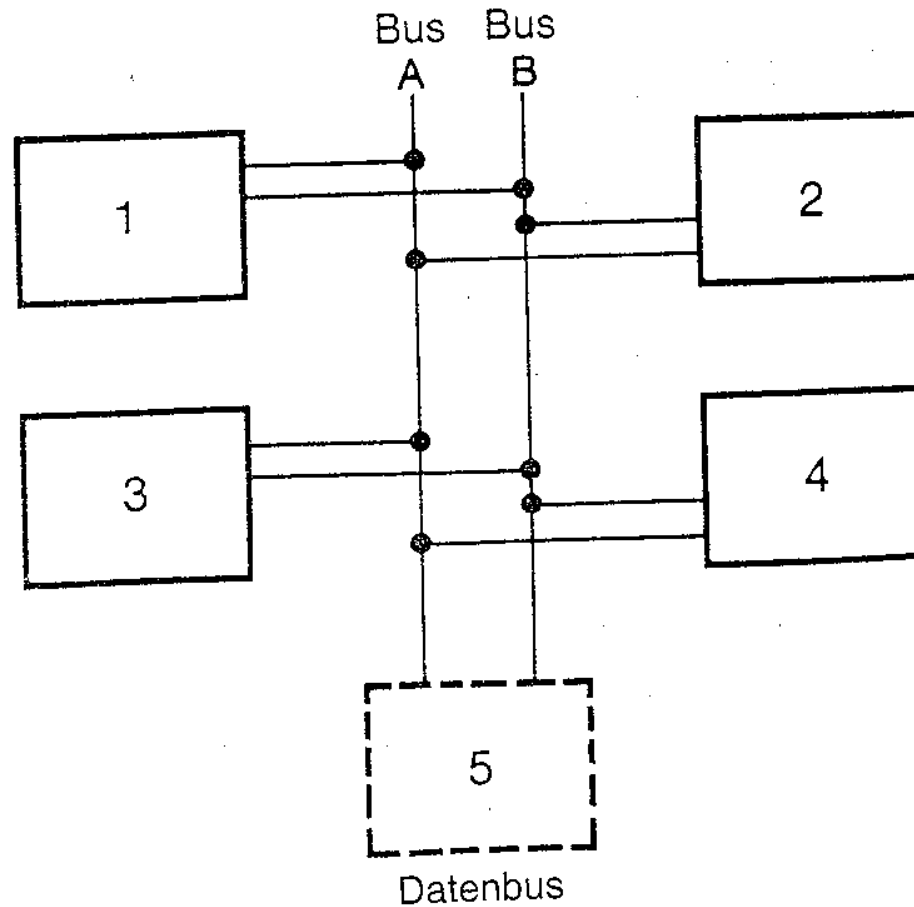


ARINC 629

- Definition: ca. 1988
- Eigenschaften des Busses
 - Mehrere Datenquellen zu mehreren Datensenken
 - Halbduplexverfahren
 - Bidirektional
 - Datenbus mit bis zu 131 Teilnehmern
 - Datenrate: bis zu 2Mbit/s
 - Bipolar Manchester Code

ARINC 629

- Abb. 2-4: Schema einer ARINC 629 Anlage

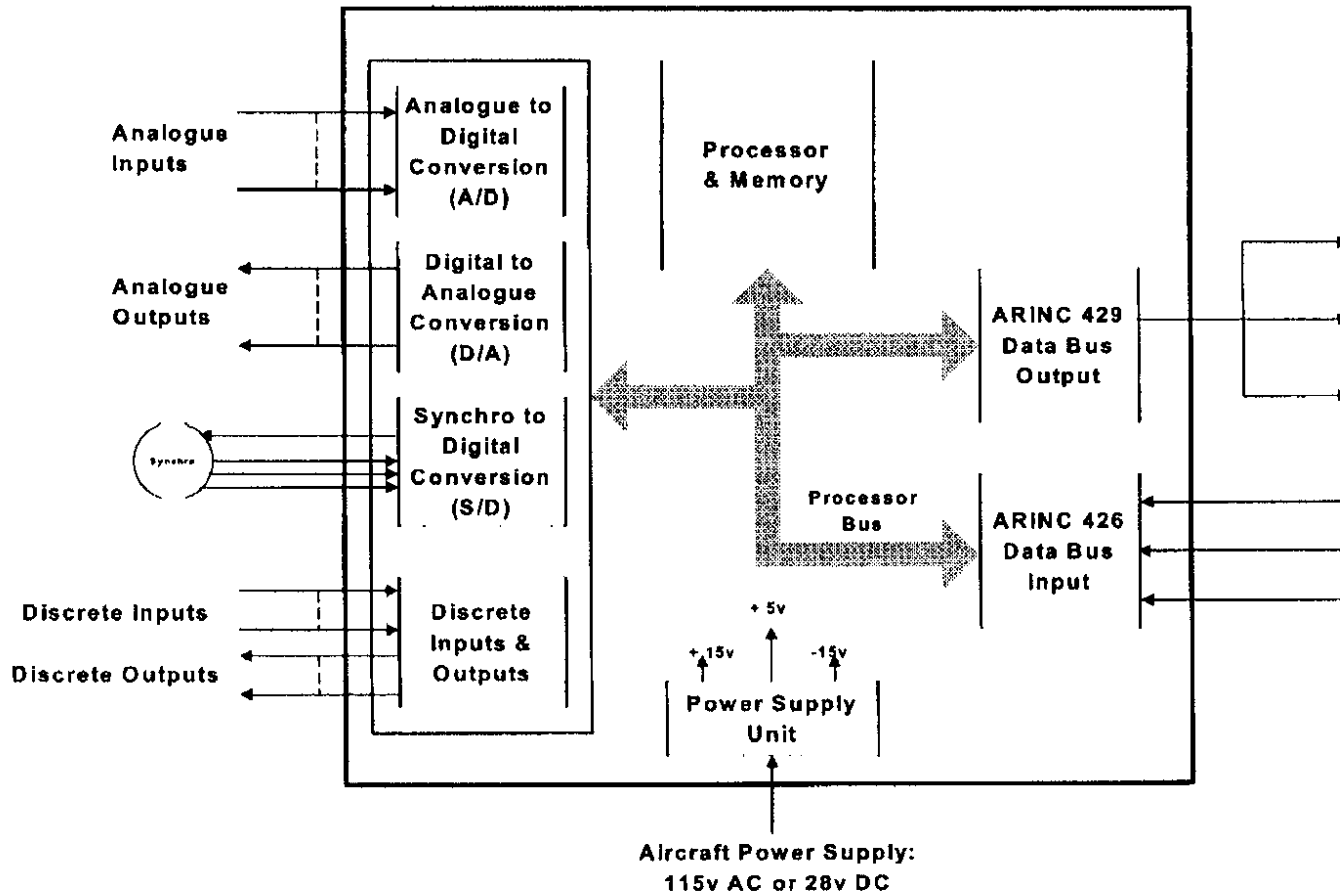


LRU

- Eine LRU (Line replaceable Unit) führt klar definierte Funktionen in einem System aus, z.B. der Systemcontroller
- LRUs wurden eingeführt, um einen einfachen Austausch von Funktionselementen vornehmen zu können, ohne zu große Systemeingriffe durchführen zu müssen
- Eine LRU besitzt ein eigenes Gehäuse
- Die Gehäuse werden von ARINC spezifiziert

LRU

- Abb. 2-5: Skizze einer typischen LRU Architektur



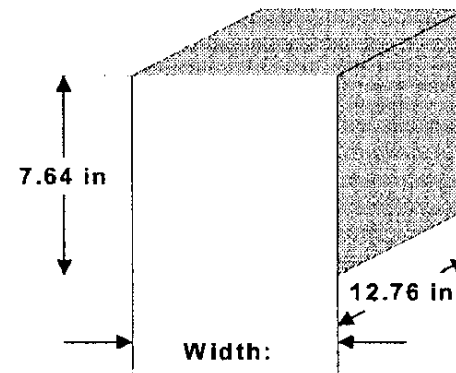
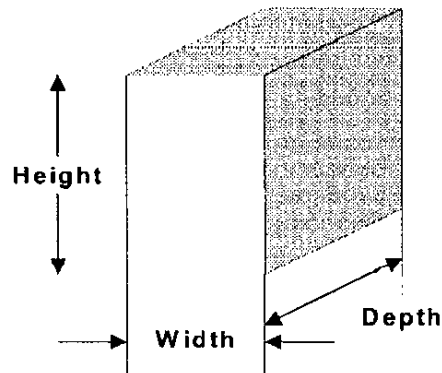
Gehäusenormung

- Der Ursprung geht auf die 30er Jahre zurück.
 - Air Transport Radio (ATR) Standard
- ARINC 11 definierte 3 Gehäusegrößen
 - $\frac{1}{2}$ ATR; 1ATR; $1\frac{1}{2}$ ATR
- Gehäuse hatte gleiche Höhe und Länge
- Unterschied lag in der Gehäusebreite
- Es gab zwei Gehäuselängen
 - Kurz: 12.5 inch $\approx$ 32cm
 - Lang: 19.5 inch $\approx$ 50cm
- Gleichzeitig wurden Stecker- und Pingrößen definiert



ARINC 600

- Die aktuelle Norm für Gerätegehäuse ist die ARINC 600
- Einführung der Normgröße MCU (Modular Concept Unit)
- 8MCU = 1ATR
- Abb. 2-11: Skizze MCU Maße



Depends upon LRU
Form Number

$$W = (N \times 1.3) - 0.32 \text{ in}$$

$$= 10.37 \text{ in for } N \text{ of } 8$$

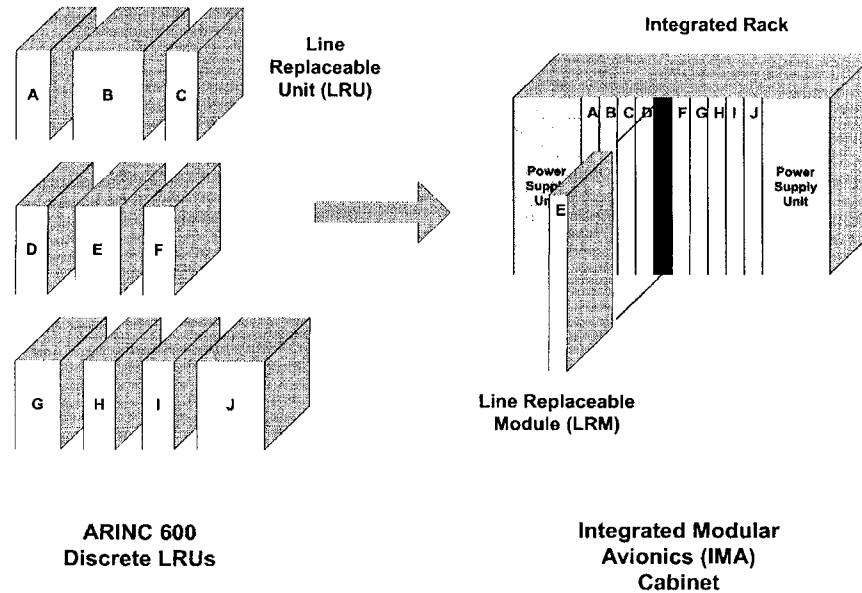
[8 MCU]

IMA

- Der IMA (Integrated Modular Avionics) Gedanke ist die konsequente Fortsetzung des Integrationsgedanken
- Mehrere LRUs werden in einem Kabinett zusammengefaßt
- Aus einer LRU wird ein LRM – Line Replaceable Module
- Anwendung: B777

IMA

- Abb. 2-6: Prinzip des IMA Kabinetts



- Vorteile

- ▶ Gewicht und Platzersparnis
- ▶ Effiziente Ausnutzung von Querschnittsbaugruppen, z.B. Spannungsversorgung
- ▶ Weitere Vereinheitlichung des Gerätedesigns
- ▶ Erhöhung der Zuverlässigkeit

- Nachteile

- ▶ Teurere Einzelgeräte
- ▶ Möglicherweise Prioritätsprobleme bei verschiedenen Herstellern in einem Modul
- ▶ Funktionsgrenzen verwischen
- ▶ Zulassungsproblem durch erschwerte Verfolgbarkeit der integrierten Funktionen
- ▶ Zuständigkeit bei der Systemintegration

Elektronikabteil

- Das Elektronikabteil (E-Kompartiment) ist die „elektrische“ Zentrale des Flugzeuges
- Im E-Kompartiment sind alle Controller installiert
- Beim Airbus ist es im Unterflurbereich unterhalb des Cockpits installiert



3 Elektromagnetische Umwelt

- Die Avionik/Kabinenelektronik ist einer elektromagnetischen Umwelt ausgesetzt, die folgende Ursachen haben kann:
- Elektrostatische Aufladung (ESD)
- Elektromagnetische Felder, hervorgerufen durch
 - Interne Quellen wie z.B. andere elektrische Ausrüstungen, PEDs
 - Externe Quellen wie z.B. Radio/Fernsehsender, Überwachungsradars
 - Blitzschlag

Elektromagnetische Umwelt

- Um in einer realen Umwelt störungsfrei funktionieren zu können, werden an Flugzeuggeräte spezielle Anforderungen gestellt, die in der Spezifikation festgelegt werden.
- Die Grundlage der Spezifikation ist die ABD0200.
- In der ABD sind spezielle Paragraphen enthalten, die sich mit ESD, EMV und Blitzschutz befassen.

4 CIDS

Das Airbus Kabinen Managment System:

Cabin Intercommunication Data System (CIDS)

A318

A330-200

A380

A319

A330-300

A320

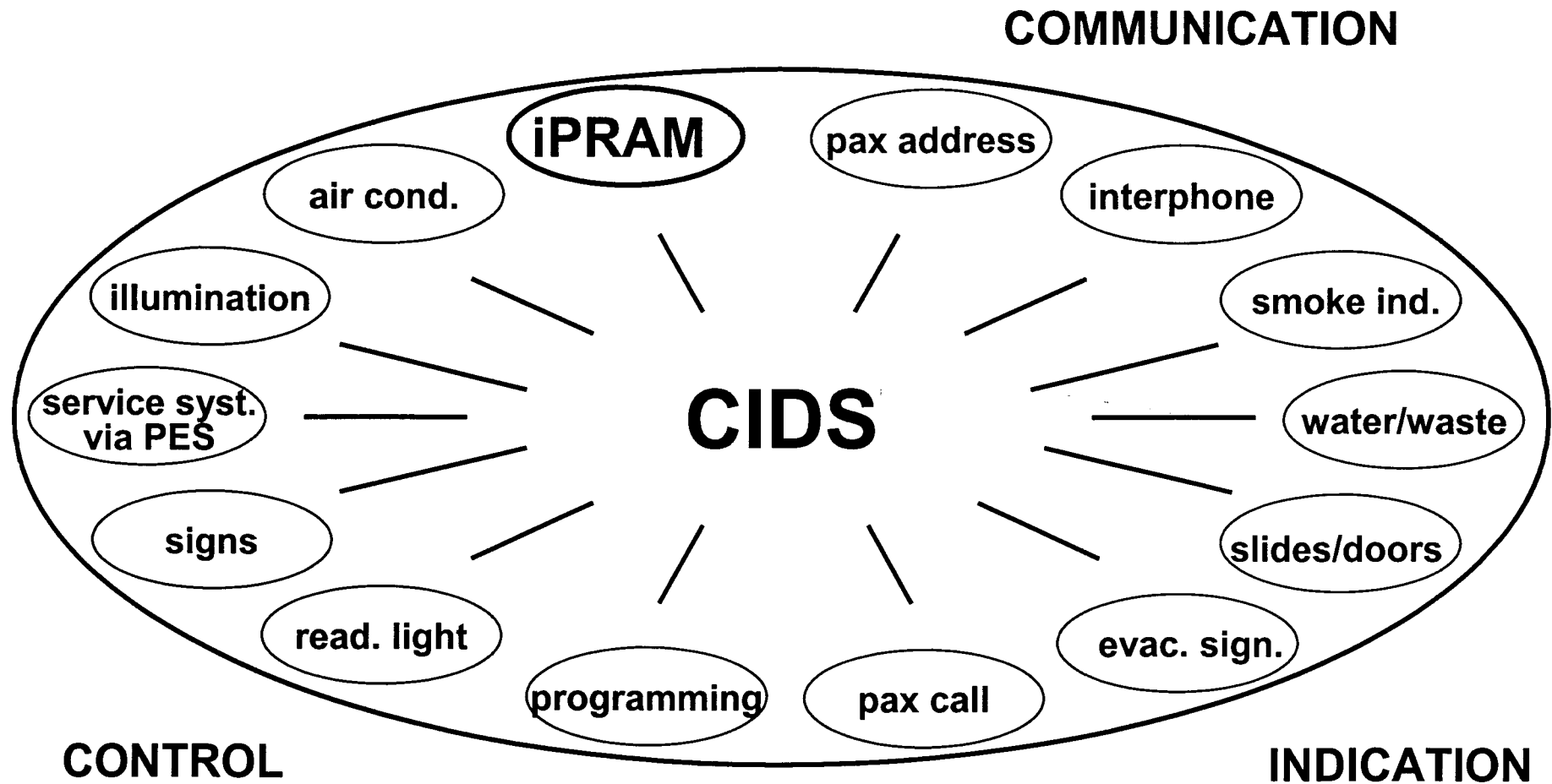
A340-300

A321

A340-500

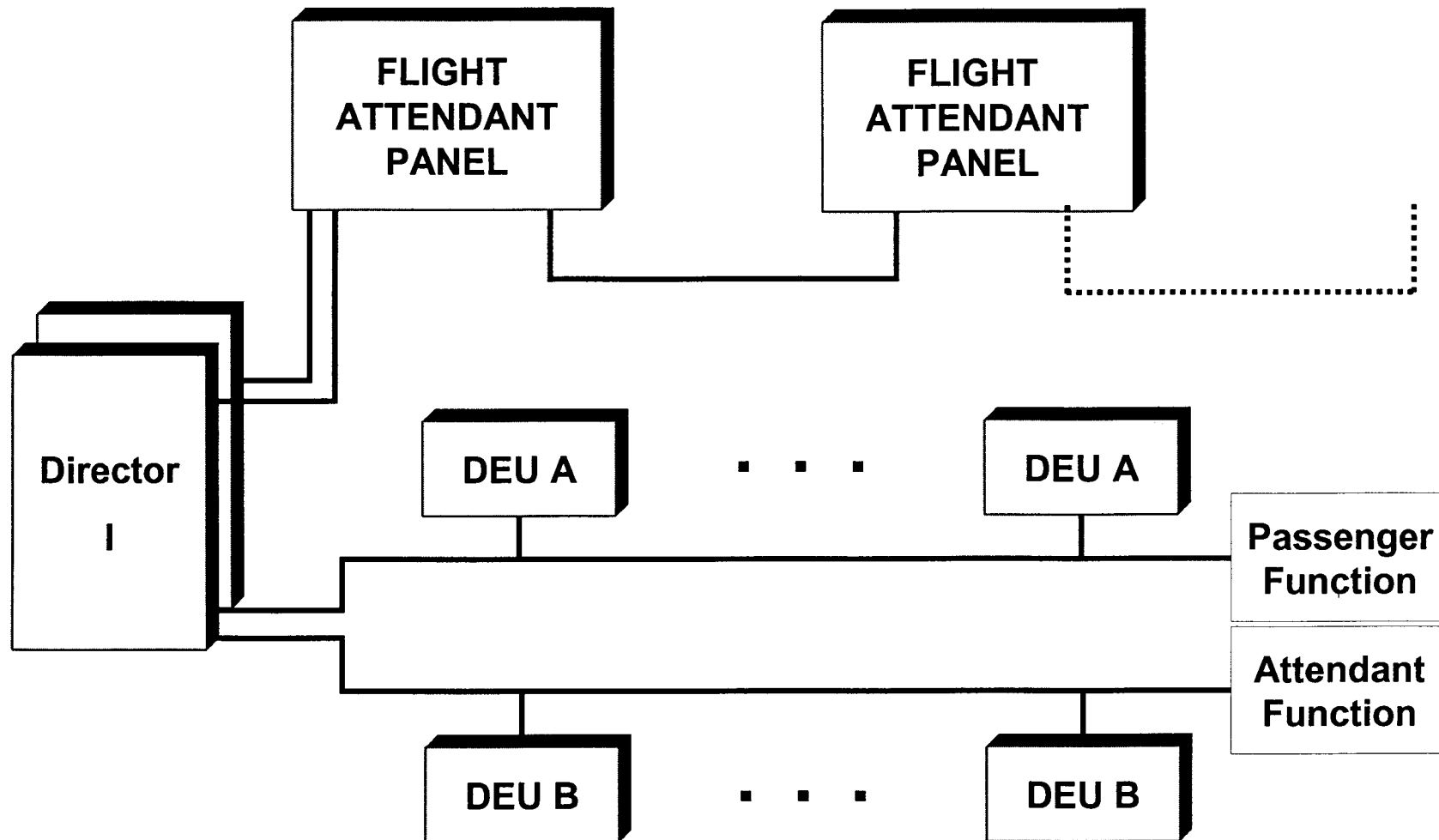
A340-600

CIDS



CIDS Funktionen

CIDS



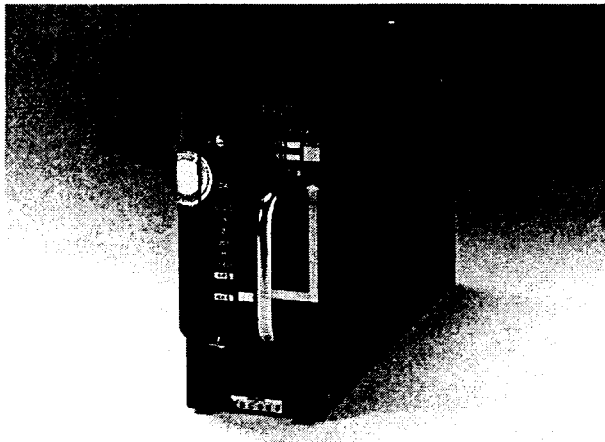
CIDS Blockdiagramm

CIDS

Kurzübersicht über die Geräte: CIDS Director

Der CIDS Director ist die Schnittstelle für

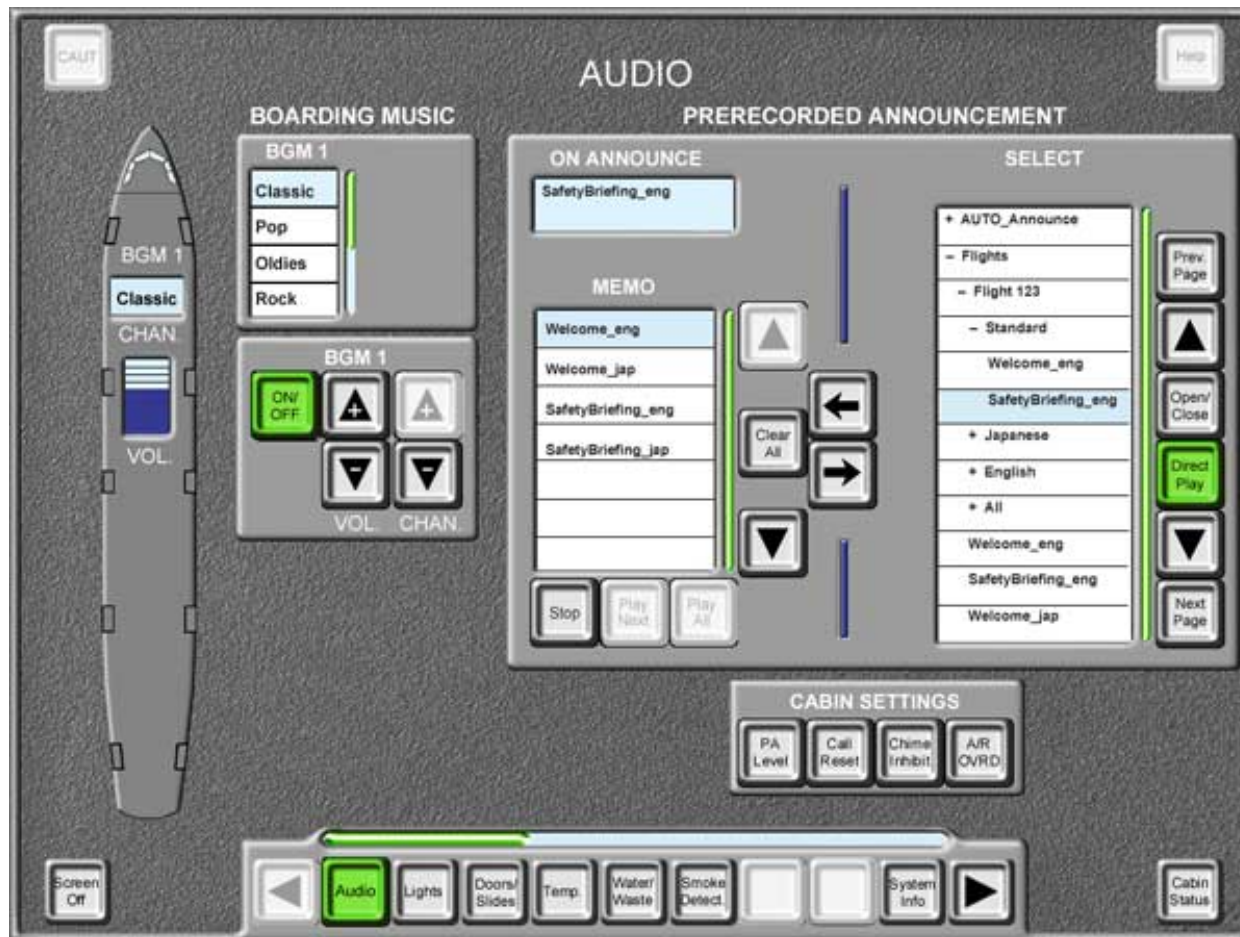
- Komponenten, Anzeigen und Schalter im Cockpit
- Andere Flugzeugsysteme
- die Decoder - Encoder Units über die CIDS Datenbusse
- Das Flight Attendant Panel



Der Anschluß erfolgt über diskrete Leitungen, Audioleitungen und Datenbusse.

CIDS

Forward Attendant Panel (FAP) mit Touch Screen



CIDS

Vorstellung der Geräte: CIDS FAP



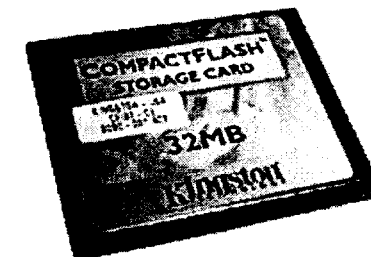
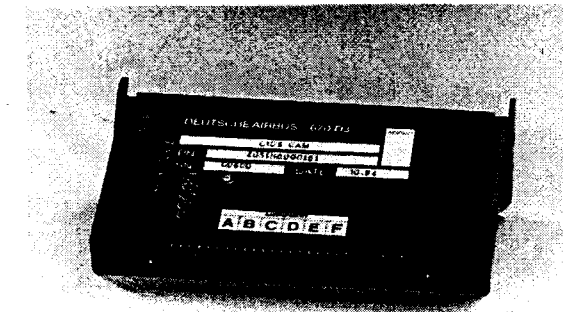
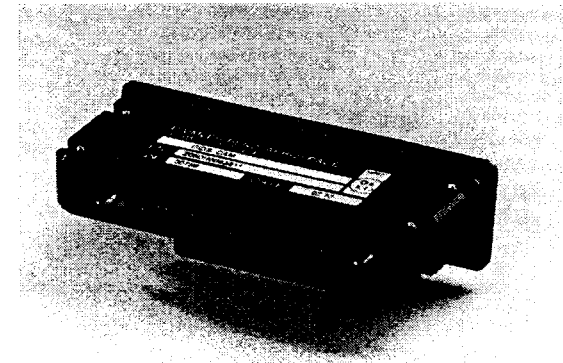
Funktionen:

- Kontrolle der Kabinensysteme aus der Kabine
- Anzeige des Kabinenstatus
- Durchführung von Programmierungen durch die Kabinen Crew

CIDS

Vorstellung der Geräte: CIDS CAM

Das Cabin Assignment Module enthält die kundenrelevanten Parameter, welche benötigt werden, dass CIDS an die Kundenwünsche und die Flugzeugumgebung anzupassen.

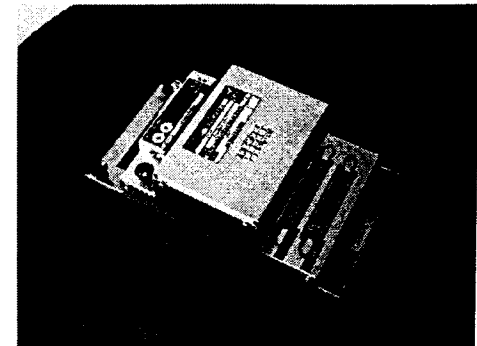
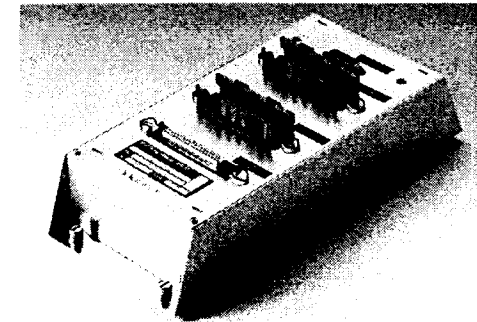
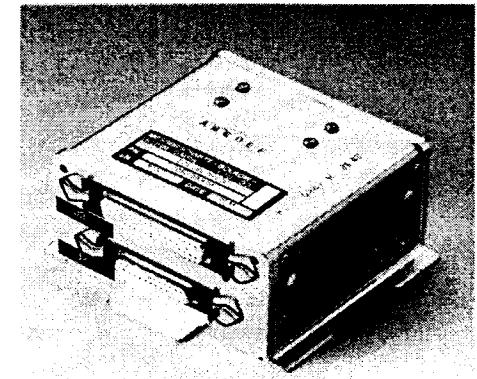


CIDS

Vorstellung der Geräte: DEU-A

Die DEU Type A ist die Schnittstelle zwischen dem CIDS Datenbus und den verschiedenen Passagier relevanten Systemen in der Kabine.

Die Informationen auf dem Datenbus werden von der DEU-A in Signale umgewandelt, welche in der Lage sind, Lampen bzw. Lautsprecher zu betreiben. In die andere Richtung wandelt die DEU-A die Signale von den Passagier relevanten Kabinensystemen in digitale Signale um, welche auf dem Datenbus an den CIDS Director geschickt werden.



CIDS

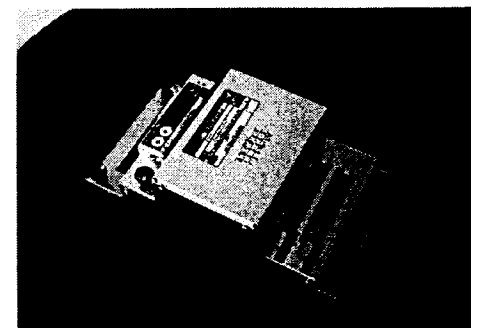
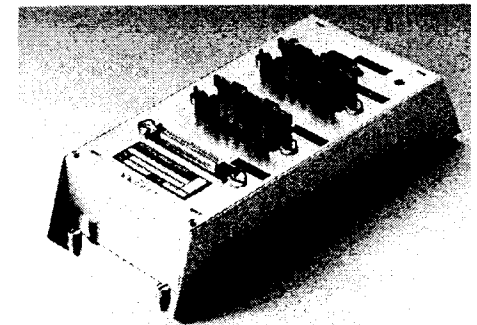
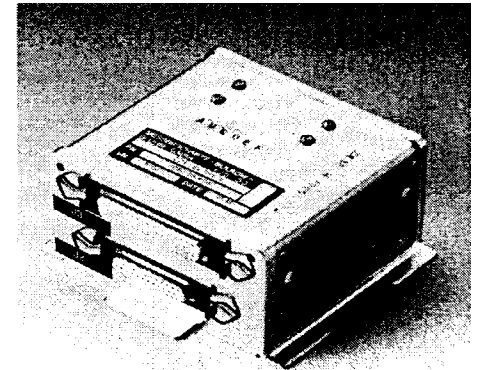
Vorstellung der Geräte:

DEU-A

Passagier relevante Systeme sind:

- Leuchtstofflampen der Kabinenbeleuchtung
- Leselampen
- Anschnall – und Nichtraucherzeichen
- Lautsprecher
- Sitzreihennummeranzeigen über den Passagiersitzen
- Pax Call Schalter und Anzeige über den Passagiersitzen

Auch die Passagier relevanten Systeme in den Toiletten (Pax Call Schalter und Anzeige, Lautsprecher, Return to Seat Zeichen) sind über DEU-A an das CIDS angeschlossen.

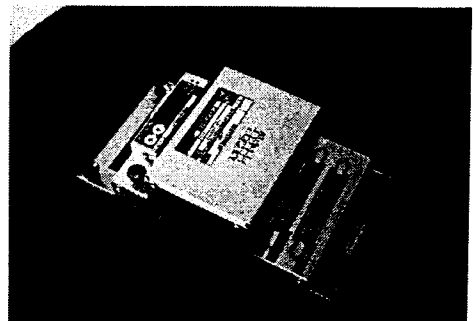
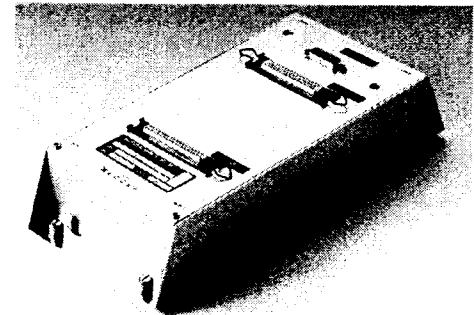
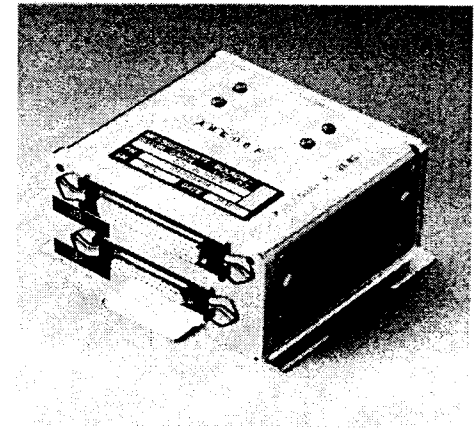


CIDS

Vorstellung der Geräte: DEU-B

Die DEU Type B ist die Schnittstelle zwischen dem CIDS Datenbus und den verschiedenen Flugbegleiter relevanten Systemen in der Kabine.

Die Informationen auf dem Datenbus werden von der DEU-B in Signale umgewandelt, welche in der Lage sind, Lampen, Lautsprecher und serielle Datenbusse zu betreiben. In die andere Richtung wandelt die DEU-B die Signale von den Flugbegleiter relevanten Kabinensystemen in digitale Signale um, welche auf dem Datenbus an den CIDS Director geschickt werden.

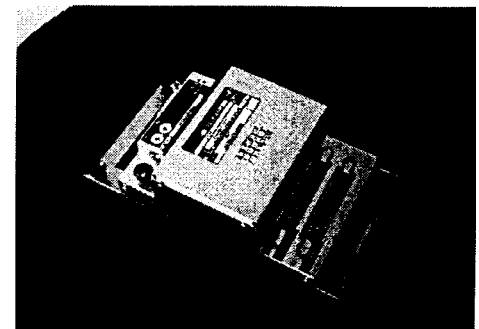
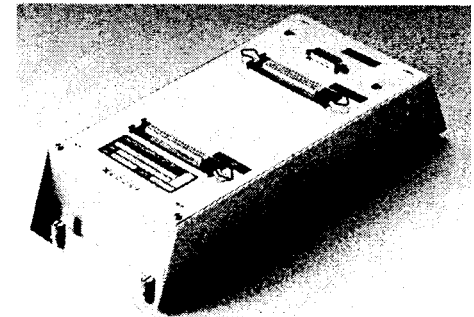
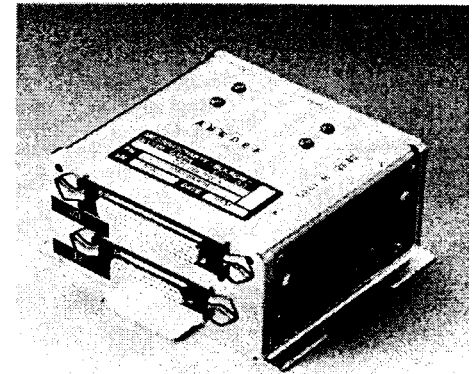


CIDS

Vorstellung der Geräte: DEU-B

Flugbegleiter relevante Systeme sind:

- Handsets
- Additional Attendant Panel (AAP)
- Attendant Indication Panel (AIP)
- Area Call Panel (ACP)
- Notrutschen und Tür Druckflaschen Sensoren
- Ice Protection Control Units (IPCU),
- Emergency Power Supply Units (EPSU),
- Autonomous Standby Power Supply Unit (ASPSU)
- Slide Release Power Supply Unit (SRPSU)



5 In-Seat Power Supply

SKY POWER provides individual power sources for notebook computers at the passenger seats and keeps Executives online and ready for business.

It consists of a Master Control Unit (MCU), various In-Seat Power Supplies, Outlet Units and harnesses.

It corresponds to the latest safety and certification standards and is compliant with ARINC standards.

Since the product launch of SKYpower 110 VAC in 1998 KID-Systeme signed contracts with 27 customers world-wide.



6) Personal Mobile Communications in Aircraft

Maximum comfort while flying



Make and receive calls on your mobile telephone, Internet surfing, send and receive e-mails, read the most updated news, connect your laptop to your company private network.

All communication possibilities in your normal life will be also feasible while travelling by plane. With the Wireless-Cabin project it will not be an illusion anymore.

"The use of mobile telephones during the flight is not allowed". We are all used to hear this sentence every time our flight is going to take off, but in a few years flight attendants will not announce this anymore. Nowadays aircraft are beyond one of the few still remaining boundaries which exist for personal communications, but once more, satellite communications will tear down this boundary. A satellite link can keep the connection between the on-board and the terrestrial network via a satellite antenna mounted on the top of the aircraft. And once you, as an aircraft passenger, know that can be on-line with the outside world, what would you like to do? Call your family to inform about a delay on your flight, check your e-mail before an important meeting. In a few words: act as you would do in your normal *terrestrial* life, without thinking on the limitations of being in a plane.

Benefits of the use of personal devices

Going even further and taking into account both, travellers' requirements and comfort and airlines' benefits, it would be desirable to provide the usage of personal devices (like mobile telephones, laptops or PDA), instead of in-built terminals on the aircraft seats. From the users' point of view, their service acceptance will be increased by the following facts: they can be reached under their usual telephone number, they may have available telephone numbers or other data stored in their cell phones or PDAs, their laptops have the software they are used to, the documents they need and with their personalised configuration (starting web site, bookmarks, address book). In addition, since users in an aircraft are people on the move, the electronic devices they carry with them are

wireless, so the cabin area has to be designed as a radio network, instead of installing plugs in the seats. From the airlines' point of view there is a huge saving of the investment related to the installation of terminals (screens, stations, wired telephones), together with software licenses (in case of PCs) and further investments due to hardware updating to offer always latest technology to their customers.

'WirelessCabin' project

WirelessCabin, a research project coordinated by the Institute of Communications and Navigation, started in July 2002 with the objective to realise the use of mobile telephone and the wireless connection of laptops to Internet during the flight. The *WirelessCabin* project is being carried out by an European team of engineers with experience in all R&D areas

relevant to achieve this ambitious goals. The companies involved are: Airbus Germany (aircraft manufacturer), Siemens Austria and Ericsson Italy (both from the network and mobile communications industry), Inmarsat from UK (satellite operator), the German cabin integrator KID-Systeme, the University of Bradford (UK) and the technology consulting companies ESYs (UK) and TriaGno-Sys (Germany). Within the project duration of 30 months the consortium will investigate how the link between the flying network and the terrestrial networks can be set up via satellite. Besides communication issues also interference of passengers' personal electronic equipment with avionics systems will be examined.

Supported by a market survey with interviews to passengers and airlines, the development of the *Wireless-Cabin* project will derive a business model for aeronautical services. For this, the relations between the different players in the value chain will be studied (airlines, satellite operators, and service, content and aircom providers).

Offered services

The wireless access standards chosen for the cellular on-board network (depicted in the picture below) are UMTS, IEEE 802.11b (Wireless LAN) and Bluetooth: UMTS for personal telephony and packet data, Bluetooth and WLAN for IP access. Furthermore the final network architecture will be open to any other emerging standard.

As seen in the picture below, the wireless access solution is an added

service for passengers, not replacing IP services through fixed terminals installed in the cabin seats.

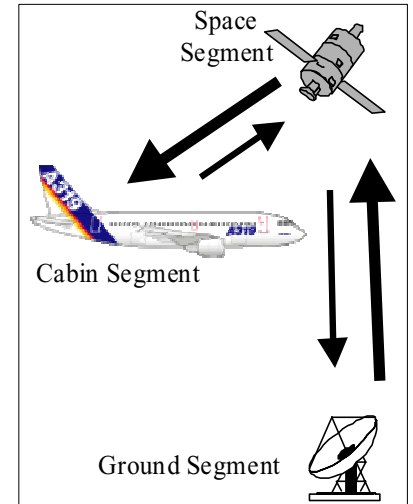
Research areas

The activities within the project can be divided into four technical aspects covering the three segments of the overall system (cabin, space and ground segments). These aspects are: protocol development, propagation and interference study, topology and capacity planning implementation in a final demonstrator.

The three protocol access methods must be integrated through a service integrator, allowing the separation and transportation of the services over a single (or several) satellite bearer(s). New protocol concepts have to be developed to support the integrated services with asymmetrical bit rate on satellite up- and down-link and dynamic bandwidth sharing among the services depending on the traffic demand. The signalling protocols of UMTS with respect to the longer propagation delay over the satellite link must be analysed, and an adaptation layer protocol to cope with these delay effects will be defined.

Handovers between different satellites and between spot beams of a single satellite have to be studied in order to keep the connectivity when the plane crosses different coverage areas.

Considering propagation aspects, a wideband indoor cabin channel model will be proposed based on the



statistics derived from measurements performed in an Airbus A340 and in an A380 mock-up. The different types of interference will be analysed and countermeasures will be developed. Also electromagnetic compatibility (EMC) analysis to achieve further certification will be considered. Based on these studies a coverage and topology planning will be done and optimal topology network configurations for different aircraft types and frequency re-use will be recommended, determining cell sizes depending on expected traffic.

In-flight demonstration

Finally a service integrator prototype will be developed and with the use of available commercial aircraft antenna, an in-flight demo will be performed by the end of 2004 in a commercial long-haul aircraft accessing the backbone terrestrial networks through a GEO satellite link.

Contact:

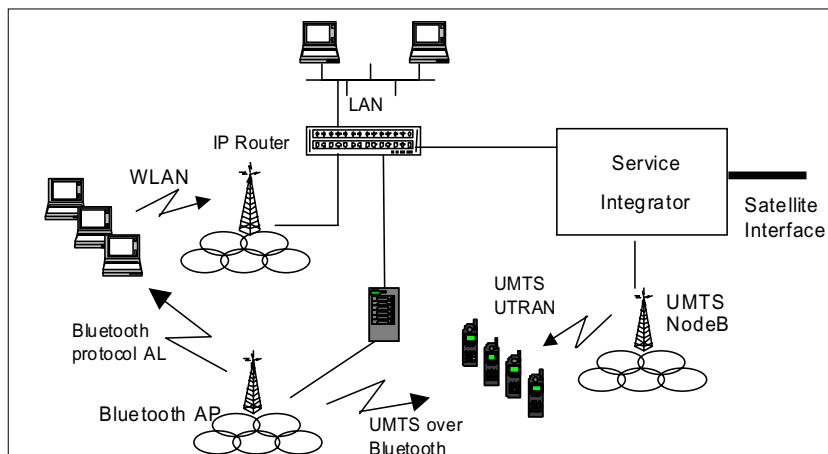
**WirelessCabin
Development and Demonstrator of
Wireless Access for Multimedia
Services in Aircraft Cabins**

Project Co-ordinator:

DLR, Institute of Communications
and Navigation

Axel.Jahn@dlr.de

<http://www.wirelesscabin.com>



On-board network architecture



Methoden der Systemauslegung

**DGLR-Seminar
"Flugzeugkabine und Kabinensysteme"**

21. - 23.09.2004

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004 in Dresden

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Prof. Dr.- Ing. Dieter Scholz, MSME

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

E- mail: info@ProfScholz.de
Internet: <http://www.ProfScholz.de>

Inhalt

	Seite
1 Einleitung	2
1.1 Systeme	2
1.2 Flugzeugsysteme	5
1.3 Systemtechnik / Systems Engineering	7
1.4 Auslegung: Synthese, Bewertung, Analyse, Verifikation	7
1.5 Projektmanagement	9
2 Anforderungen	12
3 Bewertungsmethoden	14
3.1 Nutzwertanalyse	14
3.2 Direct Operating Costs (DOC) von Systemen	15
3.3 Wartungskosten	18
3.4 Massenschätzung	21
4 Nachweis der Sicherheit und Zuverlässigkeit	25
4.1 Zulassungsforderungen, Literatur	25
4.2 Grundlagen der Wahrscheinlichkeitsrechnung	25
4.3 Wahrscheinlichkeitsfunktionen	27
4.4 Rechnen mit $F(t)$ und $R(t)$	31
4.5 Nachweisführung mit Reliability Block Diagramms / RBD	34
4.6 Nachweisführung mit der Failure Mode an Effect Analysis (FMEA)	36
4.7 Andere Analysemethoden	38
4.8 Nachweisführung im Überblick	39
4.9 Sonderfragen	41
5 Simulation	44
Literaturverzeichnis	50

1 Einleitung

1.1 Systeme

Was beinhaltet der Systembegriff ? (Bruns 1991)

- Ein System besteht aus verschiedenen Komponenten.
(auch genannt: Bauteile, Bausteine, ...)
- Die Elemente weisen Eigenschaften auf.
(auch genannt: Attribute, Merkmale, ...)
- Zwischen den Elementen bestehen Beziehungen.
(auch genannt: funktionale Beziehungen, ...)
- Die Elemente mit ihren Eigenschaften und Beziehungen bilden eine abgegrenzte Anordnung.

Definition "System" (DIN 19226 1994):

Ein System ist eine abgegrenzte Anordnung von aufeinander einwirkenden Gebilden. Die Anordnung wird durch eine Hüllfläche [Systemgrenze] von ihrer Umgebung abgegrenzt. Durch die Hüllfläche werden Verbindungen des Systems mit seiner Umwelt geschnitten.

System und Umwelt, Systemgrenze

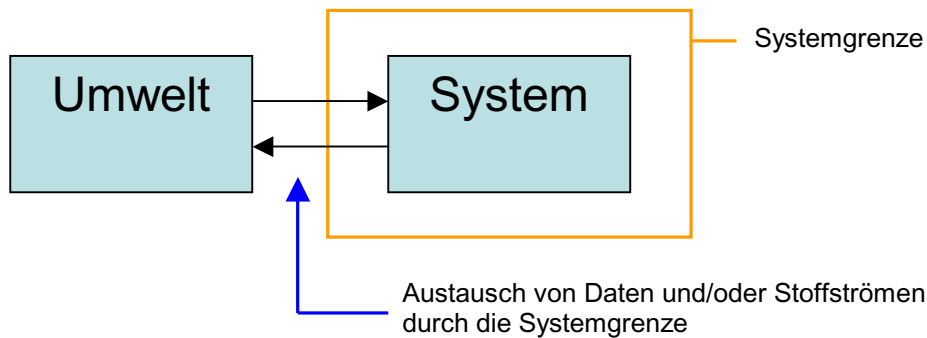


Bild 1.1 System und Umwelt

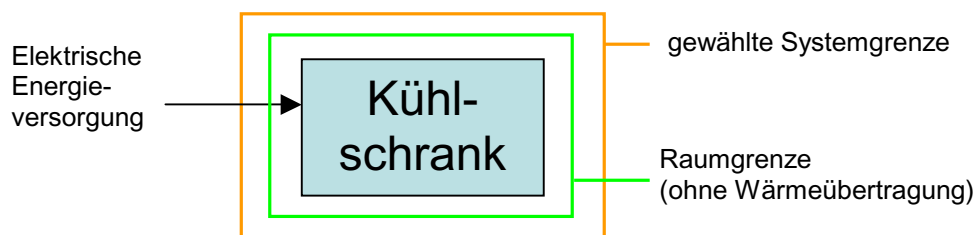


Bild 1.2 Beispiel von System und Umwelt: Kühlschrank

Durch die Einführung der Systemgrenze gelangen wir schnell zur Erkenntnis: Der Raum muss wärmer werden, weil (elektrische) Energie zugeführt wird, aber keine Wärme abgeführt wird.

Das System als „Black-Box“

Es ist oft ausreichend nur die Übertragungsfunktion zu kennen, die den Systemeingang in den Systemausgang verwandelt. Die Details über das Innere des Systems sind für die Außenwelt ohne Bedeutung.

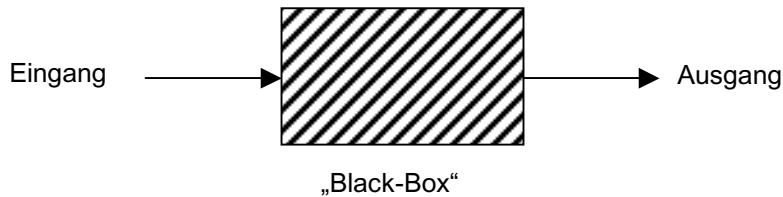


Bild 1.3 Black-Box

Systemstrukturen

Systeme können miteinander verschaltet bzw. verkoppelt sein. Es entstehen charakteristische Systemstrukturen: Reihenschaltung, Parallelschaltung, Rückkopplung, Sternkopplung, dezentrale Kopplung, Ringstruktur, hierarchische Struktur, Busstruktur.



Bild 1.4 Reihenkopplung

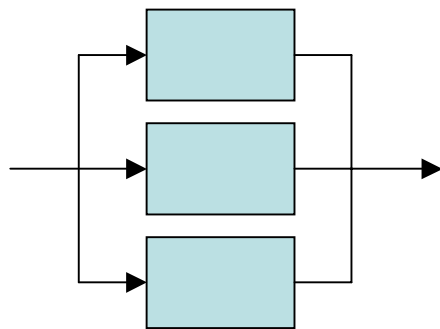


Bild 1.5 Parallelkopplung

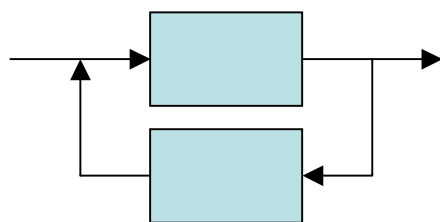


Bild 1.6 Rückkopplung

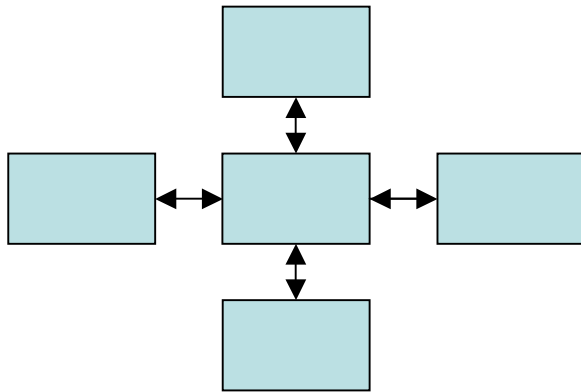


Bild 1.7 Sternkopplung

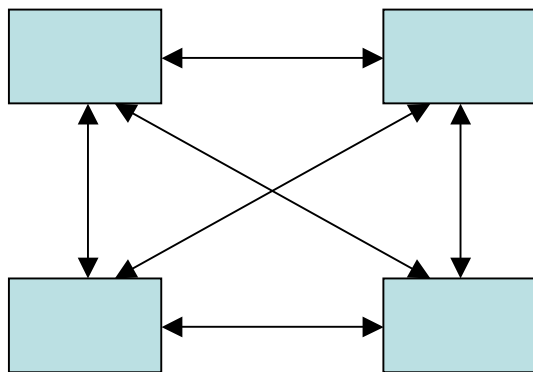


Bild 1.8 Dezentrale Kopplung

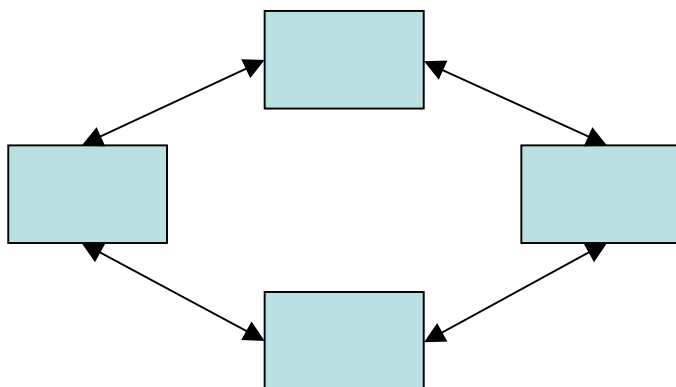


Bild 1.9 Ringstruktur

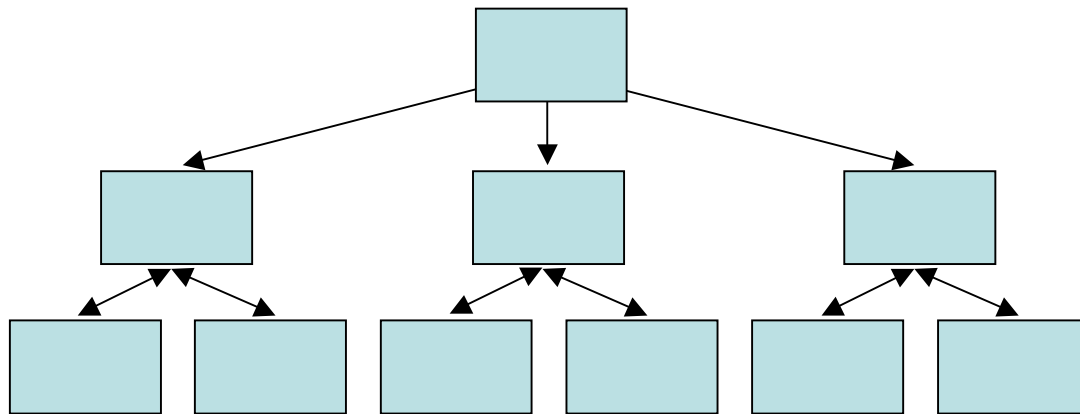


Bild 1.10 Hierarchische Kopplung

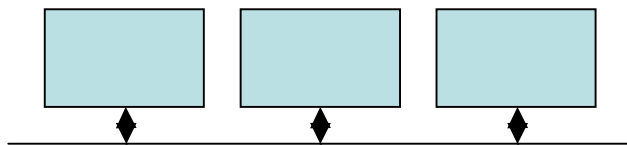


Bild 1.11 Busstruktur

1.2 Flugzeugsysteme

Ein Flugzeug kann grob in drei Gruppen unterteilt werden:

1. Struktur (airframe, aircraft structure)
2. Triebwerke (power plant, engines)
3. Flugzeugsysteme (aircraft systems, equipment).

Definition "Flugzeugsystem" (aircraft system):

A Combination of inter related items arranged to perform a specific function on an aircraft.

Flugzeugsysteme sind gegliedert nach **ATA 100** bzw. **ATA 2200** von ATA 21 bis ATA 49 bzw. ATA 50 (Tabelle 1.1).

Kabinensysteme sind dabei die Systeme nach ATA 21, 25, 35, 38, 44 und dazu teilweise auch ATA 26, 30, 33, 46 und 50 (Tabelle 1.2). Auch Türen (ATA 52, doors) und Fenster (ATA 56, windows) stehen im Bezug zur Kabine (Tabelle 1.3).

Tabelle 1.1 Flugzeugsysteme^a (ATA 2200)

ATA Chapter	Name des Flugzeugsystems
21	air conditioning
22	auto flight
23	communications
24	electrical power
25	equipment / furnishings
26	fire protection
27	flight controls
28	fuel
29	hydraulic power
30	ice & rain protection
31	indicating / recording systems
32	landing gear
33	lights
34	navigation
35	oxygen
36	pneumatic
38	water / waste
44	cabin systems
46	information systems
49	airborne auxiliary power
50	cargo and accessory compartments

a Nicht enthalten sind hier Chapter 37, 41 und 45. Gekennzeichnet sind Systeme mit **starkem** und **teilweisem** Bezug zur Kabine.

Tabelle 1.2 Kabinensysteme mit relevanten Untersystemen

21	Air Conditioning	35	Oxygen
21-10	Compression	35-20	Passenger
21-20	Distribution	35-30	Portable
21-30	Pressurization Control		
21-40	Heating	38	Water/Waste
21-50	Cooling	38-10	Potable water
21-60	Temperature Control	38-20	Wash water
21-70	Moisture/Air Contaminant Control	38-30	Waste Disposal
		38-40	Air Supply
25	Equipment/Furnishings	44	Cabin Systems
25-20	Passenger Compartment	44-10	Cabin Core System
25-30	Galley	44-20	Inflight Entertainment System
25-40	Lavatories	44-30	External Communication System
25-50	Additional Compartments	44-40	Cabin Mass Memory System
25-60	Emergency	44-50	Cabin Monitoring System
25-80	Insulation	44-60	Miscellaneous Cabin System
26	Fire Protection	46	Information Systems
26-10	Detection	46-40	Passenger Cabin Information Systems
26-20	Extinguishing	46-50	Miscellaneous Information Systems
30	Ice and Rain Protection	50	Cargo and Accessory Compartments
30-70	Water Lines	50-10	Cargo Compartments
33	Lights	50-20	Cargo Loading Systems
33-20	Passenger Compartment	50-30	Cargo Related Systems
33-30	Cargo and Service Compartments	50-50	Accessory Compartments
33-50	Emergency Lighting	50-60	Insulation

Tabelle 1.3 Strukturkapitel mit Bezug zur Flugzeugkabine

52	Doors	52-70	Monitoring and Operation
52-10	Passenger/Crew		
52-20	Emergency Exit	56	Windows
52-30	Cargo	56-20	Passenger Compartment
52-40	Service and Miscellaneous	56-30	Door
52-50	Fixed Interior		
52-60	Entrance Stairs		

Wenn wir über Flugzeugsysteme reden, dann geht es um:

- Funktionalität
- Anschaffungskosten
- Systemmasse
- Zuverlässigkeit
- Betriebskosten

1.3 Systemtechnik / Systems Engineering

Die **Systemtechnik** geht aus vom Systembegriff wie er im Abschnitt 1.1 definiert wurde. Die Systemtechnik ist durch folgende Begriffe gekennzeichnet:

- Zusammenhangschau, interdisziplinär, multidimensional,
- Hierarchische Gliederung, Anwendung Regelungstechnischer Prinzipien (Kybernetik),
- Formalisierung, Abstrahierung, Nutzenbewertung.

Systems Engineering ist nur ein anderer Begriff für "Systemtechnik". Systems Engineering ist eine Methode zur Durchführung von Entwicklungsvorhaben von technischen Systemen. Der Schwerpunkt der Methode liegt in der ganzheitlichen Betrachtung des Systems über den gesamten Lebenszyklus und der damit verbundenen Kundenzufriedenheit. Abhängig von Natur und Komplexität der zu entwickelnden Produkte werden im Systems Engineering unterschiedlichste Fachdisziplinen verbunden. Es ist ein integrierter Ansatz von Management und Engineering-Disziplinen, der die Produkteffizienz und den Projekterfolg gewährleisten soll.

1.4 Auslegung: Synthese, Bewertung, Analyse, Verifikation

Verschiedene **Methoden zur Auslegung von Systemen** werden angewandt (siehe auch: **Burghardt 1988**). Eine Auswahl:

- Methoden der Systemsynthese
 - Prognosemethoden, Stand der Technik, Konkurrenzanalyse, Lessons Learned
 - Intuition, Brainstorming, Analogiebetrachtungen
 - Konstruktionsmethoden, Technische Regeln, Normen
- Methoden der Systembewertung und -auswahl
 - Monetäre, statische Methoden
 - Kostenvergleichsrechnung
 - Amortisationsrechnungen
 - Rentabilitätsrechnungen
 - Monetäre, dynamische Methoden

- Kapitalwertmethode
 - Interne Zinsfußmethode
- Nicht-Monetäre Methoden
 - Trade-Off
 - Nutzwertanalyse
 - Vendor Selection
- Flugzeugspezifische Bewertungsmethoden
- Methoden der Systemanalyse und -verifikation
 - Design Review, *Systemsimulation*, Mock Up, Prototyp
 - *Sicherheit und Zuverlässigkeit*: Fault Tree Analysis (FTA), Dependence Diagrams DD or *Reliability Block Diagrams* (RBD), Markov Analysis (MA), *Failure Mode and Effect Analysis* (FMEA), Zonal Safety Analysis (ZSA), Particular Risk Analysis, Common Mode Analysis
 - Verifikationstheorien (V-Modell)

Hier soll nur auf eine Methode etwas genauer eingegangen werden: das V-Modell (siehe Bild 1.12).

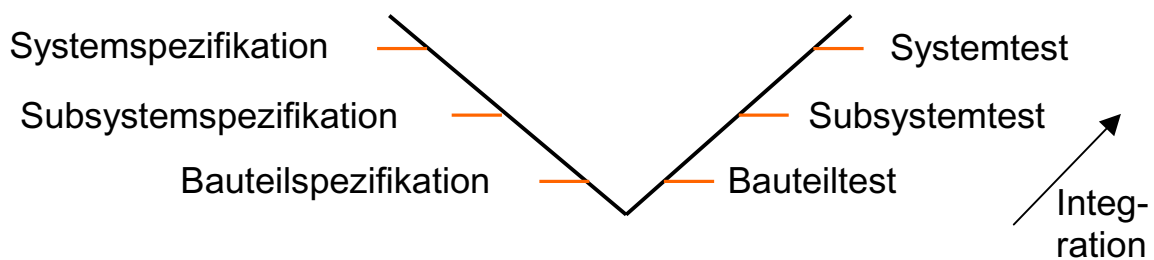


Bild 1.12 Das V-Modell

1.5 Projektmanagement

Beim modernen Projektmanagement werden Projekte nicht mehr in der Linienorganisation (in weit von einander entfernten Fachabteilungen) durchgeführt, sondern in Projektteams, die für eine zu bearbeitende Projektaufgabe zeitlich befristet zusammengestellt werden. Die disziplinarische Zuordnung der Mitarbeiter in die Fachabteilungen bleibt bestehen. Das Unternehmen hat dazu einen bestimmten Aufbau: die Matrixorganisation (Bild 1.13).

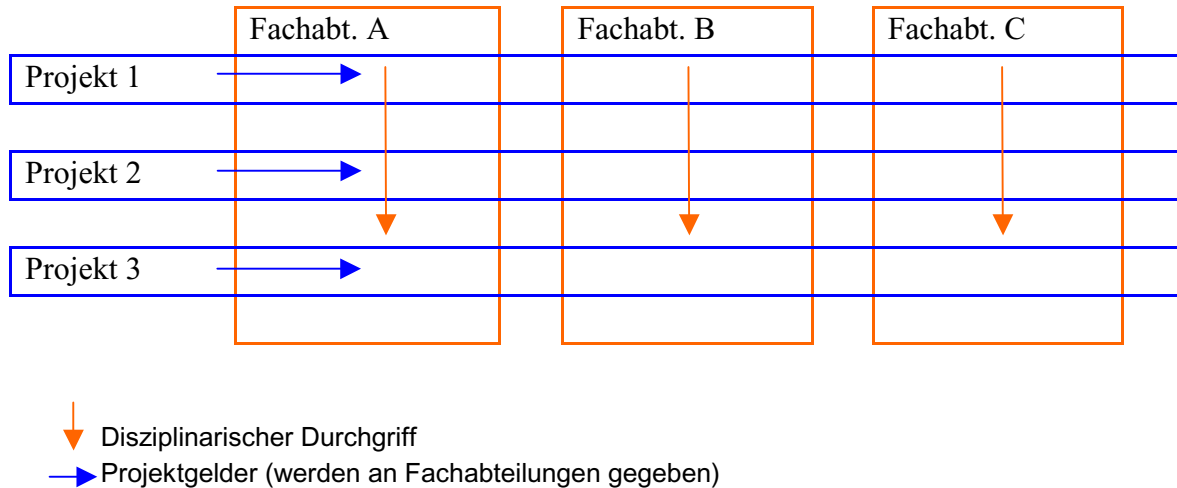


Bild 1.13 Matrixorganisation

Projektmanagement zeichnet sich aus durch (**Burghardt 1988**)

- Projektadäquate Organisation (z.B. Matrixorganisation)
- Definition exakter Entwicklungsaufgaben
- Projektbezogene Planung für Kosten und Zeit
- Laufzeit-Soll/Ist-Vergleich für Kosten und Zeit
- Definiertes Ende der Entwicklung

Strukturplanung im Projektmanagement

- Sachgerecht
- Termingerecht
- Kostengerecht

Aufgaben des Projektmanagements sind u.a. das Erstellen von

- Produktstruktur
- Projektstruktur
- Kostenstruktur

Produktstruktur und Projektstruktur

Bild 1.14 und Bild 1.15 zeigen Beispiele für eine Produktstruktur und Projektstruktur.

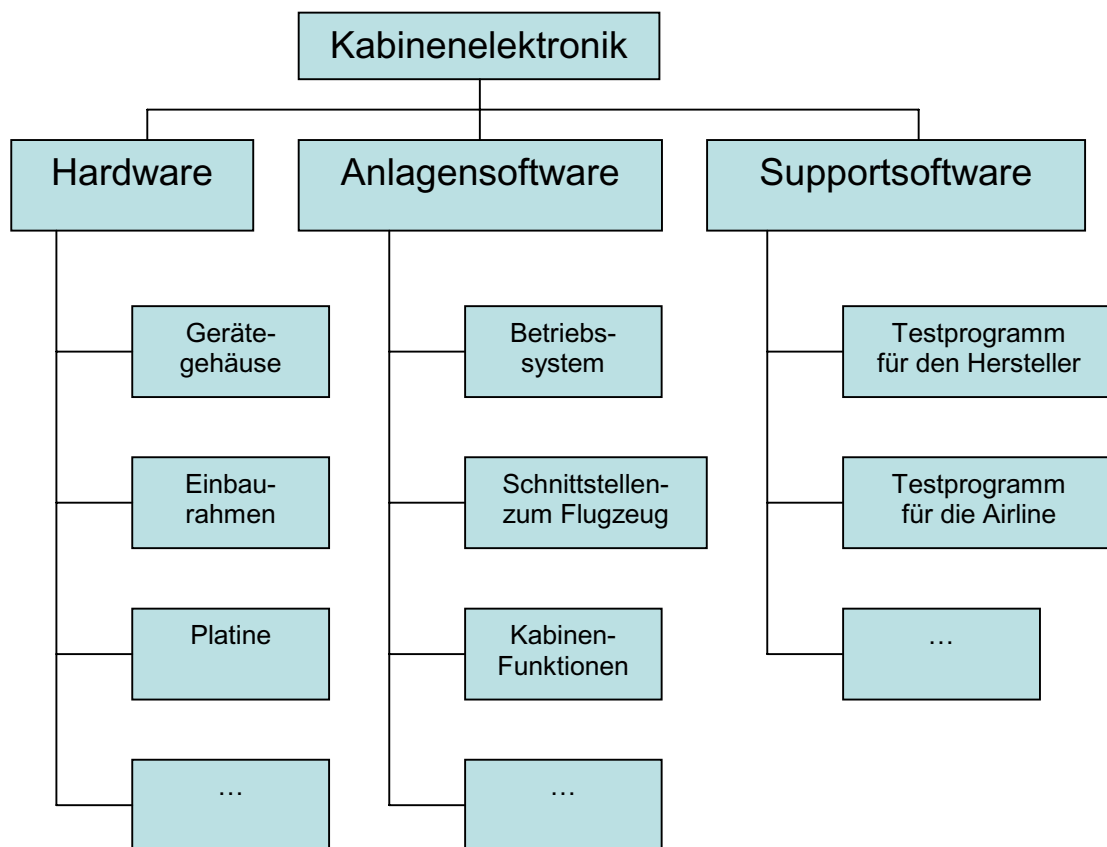


Bild 1.14 Produktstruktur

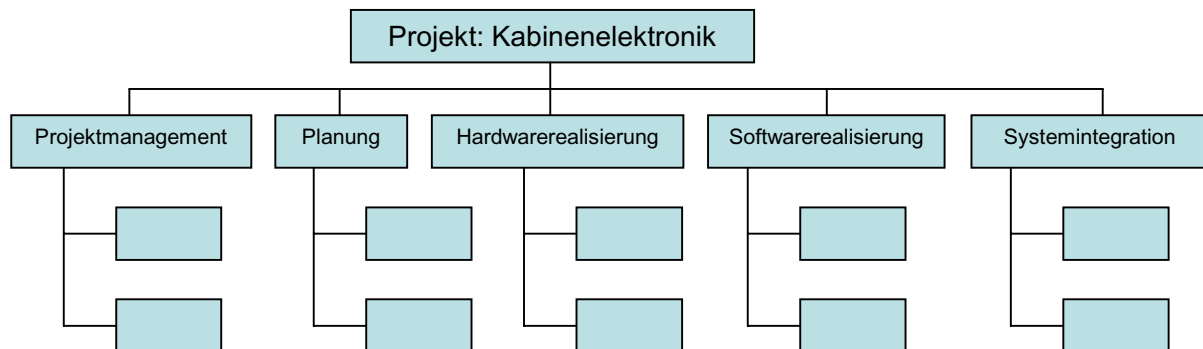


Bild 1.15 Projektstruktur

Kostenstruktur

Um Projekte für das Projektmanagement kostentransparent werden zu lassen, werden Unterkonten angelegt. Die Gliederung dieser Unterkonten nimmt man nach unterschiedlichen Gesichtspunkten vor, je nach dem Bedarf an bestimmten Auswertungen:

- Kostenverursacher identifizieren
- Kostenkomponenten (Kostenschwerpunkte in der Projektstruktur identifizieren)
- Kostenkalkulation unterstützen

- Mittelabfluss überwachen

Netzplantechnik

Aufgabe der Netzplantechnik ist das Beschreiben, Planen, Kontrollieren und Steuern von Projektablaufen. Es gibt verschiedene Netzplantechniken. Hier soll nur eine Methode vorgestellt werden: die *Critical Path Method* (CPM) (**Burghardt 1988**). Bild 1.16 zeigt ein Beispiel zur CPM. Bild 1.17 erklärt die Zahlenangaben in den Knoten des Netzplanes.

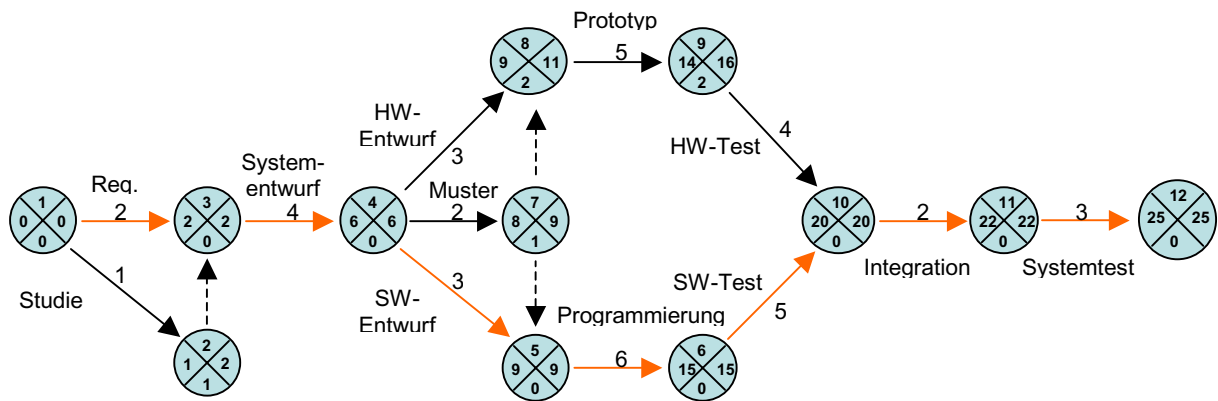


Bild 1.16 Beispiel zur *Critical Path Method*

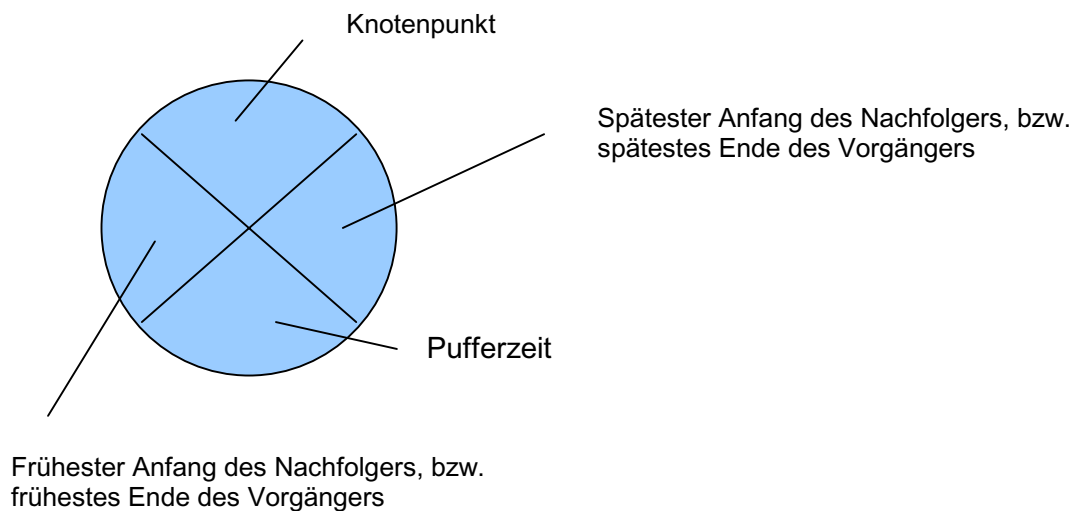


Bild 1.17 Die Knoten im CPM-Netzplan sind mit vier Zahlen versehen

2 Anforderungen

Anforderungen (requirements) an die Systeme sind:

- Leistungsanforderungen (abhängig von dem jeweiligen System)
- Zulassungsanforderungen (Tabelle 2.1)
- Zuverlässigkeitsanforderungen (Tabelle 2.2)
- Anforderungen der Wartbarkeit
- Anforderung nach geringer Masse und geringem Platzbedarf
- Anforderungen nach geringen Betriebs- und Anschaffungskosten
- Anforderungen an Umweltbedingungen (Environmental Conditions) (Tabelle 2.3).

Tabelle 2.1 Ausgewählte Zulassungsanforderungen für Kabinensysteme basierend auf JAR-25

ATA Chapter Name des Systems	ausgewählte Zulassungsanforderung
21 air conditioning	831 - 833: Sections under the heading "Ventilation and heating" 841 - 843: Sections under the heading "Pressurisation" 1461: Equipment containing high energy rotors
25 equipment / furnishings	771 - 793: Sections under the heading "Personnel and cargo accommodations" 819: Lower deck service compartments (including galleys) 1411: General (under heading safety equipment) 1413: Safety belts 1415: Ditching equipment 1421: Megaphones
26 fire protection	851 - 867: Sections under the heading "Fire protection" 1307: Miscellaneous equipment (portable fire extinguishers)
33 lights	812: Emergency lighting 1322: Warning, caution, and advisory lights 1381: Instrument lights
35 oxygen	1439: Protective breathing equipment 1441: Oxygen equipment and supply 1443: Minimum mass flow of supplemental oxygen 1445: Equipment standards for the oxygen distributing system 1447: Equipment standards for oxygen dispensing units 1449: Means to determining use of oxygen 1450: Chemical oxygen generators 1451: Fire protection for oxygen equipment 1453: Protection of oxygen equipment from rupture
38 water / waste	1455: Draining of fluids subject to freezing X799: Water systems

Tabelle 2.2 Safety requirements for large aeroplane's systems ACJ No. 1 to 25.1309 (**ACJ-25**)

effect on aircraft and occupants	normal	nuisance	operating limitations emergency procedures	significant reduction in safety margins difficult for crew to cope with adverse conditions passenger injuries	large reduction in safety margins crew extended because of workload or environmental conditions serious injury or death of small number of occupants	multiple deaths, usually with loss of aircraft
category of effect	minor	minor	minor	major	hazardous	catastrophe
probability of a failure according to JAR 25 (per flight hour)	frequent $10^0 \dots 10^{-2}$	frequent $10^{-2} \dots 10^{-3}$	reasonably probable $10^{-3} \dots 10^{-5}$	remote $10^{-5} \dots 10^{-7}$	extremely remote $10^{-7} \dots 10^{-9}$	extremely improbable $< 10^{-9}$

Tabelle 2.3 Ausgewählte Umweltbedingungen gefordert durch **RTCA/DO-160D** "Environmental Conditions And Test Procedures For Airborne Equipment"

4	Temperature and Altitude	15	Magnetic Effect
5	Temperature Variation	16	Power Input
6	Humidity	17	Voltage Spike
7	Operational Shocks and Crash Safety	18	Audio Frequency Conducted Susceptibility
8	Vibration	19	Induced Signal Susceptibility
9	Explosion Proofness	20	Radio Frequency Susceptibility
10	Waterproofness	21	Emission of Radio Frequency Energy
11	Fluids Susceptibility	22	Lightning Induced Transient Susceptibility
12	Sand and Dust	23	Lightning Direct Effects
13	Fungus Resistance	24	Icing
14	Salt Spray	25	Electrostatic Discharge (ESD)

3 Bewertungsmethoden

Bei der Bewertung von Flugzeugsystemen geht es vor allem um die Kriterien

- Masse
- Zuverlässigkeit
- Wartbarkeit
- Preis

Je nach der Art des Systems kommen evtl. weitere Kriterien hinzu:

- Zuverlässigkeit, Kompetenz, Finanzkraft des Ausrüsters
- Energieverbrauch des Systems
- Passagierkomfort und Akzeptanz
- Commonality

3.1 Nutzwertanalyse

Oft stehen die Kriterien zueinander im Widerspruch. Eine Auswahl einer Variante kann dann bereits im frühen Stadium des Systementwurfs mit der **Nutzwertanalyse** erreicht werden. Die Nutzwertanalyse beinhaltet 4 Arbeitsschritte:

1. **Kriterien** werden gewichtet
2. **Merkmale** werden bewertet
3. gewichtete **Punkte** der Merkmale werden addieren
4. **Punktsummen** werden verglichen

Dies soll in einem **Beispiel** verdeutlicht werden. Wir nehmen an, dass als Systemlösung drei **Varianten** A, B und C angeboten werden. Diese Varianten eines Systems sollen verglichen werden. Dabei soll der Vergleich nach folgenden **Kriterien** erfolgen: Masse, Zuverlässigkeit, Wartbarkeit und Preis. Zunächst wird eine Gewichtung festgelegt. Dann werden die **Merkmale** der Varianten entsprechend der gewählten Kriterien bewertet. Zum Schluss erfolgt die Auswertung durch Multiplikation der Bewertungspunkte mit der Gewichtung und anschließender Addition.

Tabelle 3.1 Beispiel zur Nutzwertanalyse

Merkmal	Gewichtung	A	Gew.	B	Gew.	C	Gew.
Masse	2	3	6	0	0	1	2
Zuverlässigkeit	3	2	6	1	3	2	6
Wartbarkeit	3	0	0	3	9	1	3
Preis	2	1	2	2	4	1	2
Summe			14		16		13
Rangfolge		2		1		3	

Die Bewertung der Merkmale erfolgt hier mit den Punkten 0,1,2,3 (schlecht → gut).

Die Kriterien sind mit 1, 2 oder 3 gewichtet.

Die Nutzwertanalyse enthält einen Rest Subjektivität. Dies kann durch ein entsprechendes gemeinsames Arbeiten in der Gruppe evtl. mit Diskussionen und/oder Mittelwertbildung von Einzelmeinungen gemindert werden.

3.2 Direct Operating Costs (DOC) von Systemen

Ganze Flugzeuge werden von Herstellern und den Airlines mit Hilfe von DOC – Methoden bewertet. Das Verfahren lässt sich auch auf Flugzeugsysteme übertragen.

$$TOC = DOC + IOC$$

TOC Total Operatings Costs

DOC Direct Operatings Costs

IOC Indirect Operatigs Costs

In Bezug auf Systeme gilt

$$DOC = DOC_{total} = DOC_{SYS} + DOC_{other} \quad .$$

DOC_{other} wird zunächst vernachlässigt. Deutlich wird trotzdem, dass die DOC des gesamten Flugzeuges sinken wenn die DOC_{SYS} der Systeme sinken. Kurz:

$$DOC_{SYS} \downarrow \Rightarrow DOC_{total} \downarrow$$

Die DOC der Systeme, die DOC_{SYS} werden berechnet aus:

$$DOC_{SYS} = C_{DEP} + C_F + C_{DMC}$$

C Costs

Abschreibung:

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{Anschaffungskosten - Restwert}{Abschreibungszeitraum}$$

Kraftstoffkosten:

$$C_F = NFY \cdot P_F \cdot m_F$$

NFY Number of Flights per Year

P_F Price for Fuel (Kraftstoffpreis)

m_F verbrauchte Kraftstoffmasse pro Flug (aus Flugmechanik, abhängig von Flugzeugmasse und Aerodynamik)

Wartungskosten:

C_{DMC} : Direct Maintenance Costs (siehe Abschnitt 3.3)

Die Methode DOC_{SYS} ist in **Scholz 1998** detailliert beschrieben.

Beispiel zur Berechnung von DOC_{sys}

Gezeigt wird eine vereinfachte Rechnung, die mit dem Taschenrechner durchgeführt werden kann.

Gegeben:

Systempreis	355661 \$
Restwert	10%
Abschreibungszeitraum	15 Jahre
Masse (fixe Masse)	2145,5 kg
spez. Kraftstoffverbrauch	$16,37 \cdot 10^{-6}$ kg/(Ns) im Reiseflug
Gleitzahl	20,1
Flugzeit	10 h
Wartungsstunden am A/C (pro Flugstunde)	0,065
Wartungsstunden in der Werkstatt (pro Flugstunde)	0,076
Materialkosten (pro Flugstunde)	2,26 \$/h
Stundensatz für Arbeitsstunde	69 \$/h
Kraftstoffpreis	0,2 \$/kg

Die Anzahl der Flüge pro Jahr NFY werden geschätzt nach Daten von Airbus Industrie (Formel siehe **Berechnung von Direct Operating Costs (DOC) für Flugzeuge**). Bei der Berechnung der Kraftstoffmasse wird vereinfachend angenommen, dass sich das Flugzeug während der gesamten Flugzeit im Reiseflug befindet. Weiterer Kraftstoffverbrauch bleibt unberücksichtigt.

Rechnung:

$$DOC_{SYS} = C_{DEP} + C_F + C_{DMC}$$

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{355661 \$ - 0,1 \cdot 355661 \$}{15} = 21339,66 \$$$

$$u_{h,f} = k_{U,A} (t_f - K_{U,B})^2 + K_{U,L} \quad \text{mit} \quad K_{U,A} = -0,00796 \frac{1}{h^2}$$

$$= 0,4977 \quad K_{U,B} = 8,124h$$

$$K_{U,L} = 0,525$$

$$NFY = \frac{u_{h,f}}{t_f} \cdot 365 \cdot 24 = 436$$

$$C_{DMC} = (MMH_{on} + MMH_{off}) \cdot LR + MC = 52272 \$ \quad \text{mit} \quad LR: \text{labour rate}$$

$$\text{mit} \quad MMH_{on} = 0,065 \cdot NFY \cdot t_f \quad \text{und} \quad MMH_{off} = 0,076 \cdot NFY \cdot t_f$$

$$\text{und} \quad MC = 2,26 \frac{\$}{h} \cdot NFY \cdot t_f = 9854 \$$$

$$\text{Kraftstoffkosten} \quad C_F = NFY \cdot P_F \cdot m_F = 62348 \$$$

$$\text{mit} \quad m_{Fuel} = m(e^{t_f \cdot k_E} - 1) = 2145,5 kg \cdot (e^{36000s \cdot 7,99 \cdot 10^{-6} \frac{1}{s}} - 1) = 715 kg$$

$$\text{und} \quad k_E = \frac{SFC \cdot g}{L/D} = 7,99 \cdot 10^{-6} \frac{1}{s}$$

Ergebnis:

$$DOC_{SYS} = 135960 \$ \quad (\text{pro Flugzeug, pro Jahr})$$

3.3 Wartungskosten

$$TMC = DMC + IMC$$

<i>TMC</i>	Total Maintenance Costs
<i>DMC</i>	Direct Maintenance Costs (durch das Flugzeug verursachte Kosten)
<i>IMC</i>	Indirect Maintenance Costs (durch die Wartungsumgebung verursacht)

Nur die DMC werden zur Berechnung der DOC benötigt.

$$DMC = (MMH_{on} + MMH_{off}) \cdot LR + MC$$

<i>MC</i>	Material Costs
<i>LR</i>	Labour rate ohne "overhead": unburdened labour rate ≈ 23 \$/FH Labour rate mit "overhead": burdened labour rate ≈ 69 \$/FH
<i>FH</i>	Flight Hour
<i>MMH</i>	Maintenance Man Hour
<i>MMH_{on}</i>	Line Maintenance (am Flugzeug)
<i>MMH_{off}</i>	Shop Maintenance (in der Werkstatt)

Wenn die DMC pro Flugzeug und Jahr berechnet werden sollen, dann müssen *MMH_{on}*, *MMH_{off}* und *MC* auch pro Jahr berechnet werden. Oft sind gegeben:

$$MMH_{on}/FH, \quad MMH_{off}/FH \quad \text{und} \quad MC/FH$$

Berechnung der Wartungsstunden für ein Wartungsereignis

$$MTBUR = FTRR \cdot MTBF$$

MTBF = Mean Time Between Failures

$$MTBF = \frac{1}{\lambda} \quad \text{mit } \lambda = \text{Fehlerrate (failure rate) (siehe Zuverlässigkeitsrechnung)}$$

FTRR = Failure To Removal Ration

MTBUR = Mean Time Between Unscheduled Removals

Tabelle 3.2 Failure To Removal Ratio (FTRR)	
System	FTRR
Elektronik	0,3...0,4
Elektrik	0,6...0,7
Hydraulik	0,8...0,9
Mechanik	1,0

Die Anzahl der Wartungsergebnisse pro Jahr werden berechnet mit

$$n_M = \frac{FT \cdot NFY}{MTBUR}$$

FT Flight Time

NFY Number of Flight per Year

$$MMH_{on} = RT_{on} \cdot n_M$$

RT Repair Time

$$MMH_{off} = RT_{off} \cdot n_M$$

Tabelle 3.3 liefert Erfahrungswerte zu den Arbeits- und Materialkosten für die Wartung eines Langstreckenflugzeugs. Dabei wird von 69 US\$/ MMH ausgegangen.

Tabelle 3.3 Arbeits- und Materialkosten der Wartung eines Langstreckenflugzeugs in 1997-US \$			
ATA Chapter	Arbeitskosten [\$/FH]		Materialkosten [\$/FH]
	on A/C	off A/C	
21	3,3	8,2	3,7
25	15,0	30,4	21,6
26	1,3	0,9	0,6
30	1,2	0,4	0,7
33	6,9	0,4	2,9
35	1,8	1,8	0,6
38	1,6	3,6	1,0

Aufteilung der Wartungskosten

ON A/C 27% davon 70% Arbeitskosten und 30% Materialkosten

OFF A/C 41% davon 35% Arbeitskosten und 65% Materialkosten bei Triebwerksteilen
32% davon 55% Arbeitskosten und 45% Materialkosten bei anderen Teilen

ON A/C Line MC 45%

Minor MC 25%

Major MC 30%

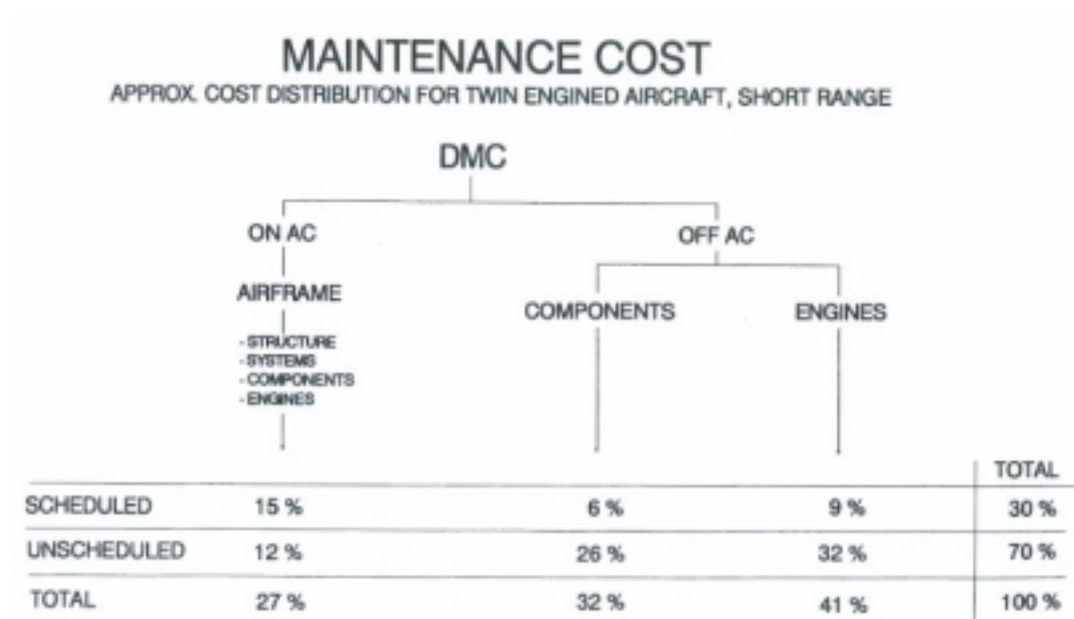


Bild 3.1 Gliederung der Direkten Wartungskosten (DMC)

MAINTENANCE COST

THE BREAKDOWN OF MAINTENANCE ACTIVITIES WHICH CREATE LABOR AND MATERIAL COST IS AS FOLLOWS:

	Level/Check	Task (Examples)	Accomplishment Where	Maintenance Downtime Days / year
▲ <u>ON AIRCRAFT MAINTENANCE</u>	• Line - Pre Flight	Visual Checks Servicing	Apron, Hangar	Night - -
	- Daily	Trouble Shooting		AOG 2 to 4
	- Weekly	Unscheduled Component/ Engine changes		
	• Minor - A - B - C etc.	Visual Checks Cleaning Rectifications Tests Servicing Minor Modifications	Hangar	6 to 8 3 to 4
	• Major - IL - D	Visual Checks System disassembly NDT inspections, Structure Repairs, Major Modifications	Hangar	4 to 6
▲ <u>OFF AIRCRAFT MAINTENANCE</u>	• Components	Tests Repairs Restorations	Shop	Σ 15 to 22
	• Engines	Tests Restorations Repairs	Shop	

Bild 3.2 Entstehung von Wartungskosten bei unterschiedlichen Wartungsereignissen

3.4 Massenschätzung

Flugzeugbau ist Leichtbau. Das gilt nicht nur für die Flugzeugstruktur, sondern auch für die Systemkomponenten. Die Masse der Systeme kann grob abgeschätzt werden

$$\frac{m_{SYS}}{m_{OE}} = 0,23 \dots 0,4$$

$$\frac{m_{SYS}}{m_{MTO}} = 0,11 \dots 0,23$$

Bedeutung der Indices:

OE Operating Empty

MTO Maximum Take Off

Eine **Abschätzung der Systemmassen "Top Down"** geht aus von

$$m_{SYS} = 0,92 \cdot m_{MTO}^{0,85}$$

für m_{SYS} und m_{MTO} in kg! Der Anteil $\frac{m_{SYS}}{m_{MTO}}$ verringert sich leicht mit zunehmender Flugzeuggröße. Auf die Masse einzelner Flugzeugsysteme kann man dann weiter schließen mit Tabelle 3.4 und

$$m_{ATA} = m_{SYS} \frac{m_{ATA}}{m_{SYS}}$$

Tabelle 3.4 Abschätzung von Systemmassen "Top Down"

ATA Chapter	$\frac{m_{ATA}}{m_{SYS}}$	in %
21		6
25		24
26		1
30		< 1
33		2
35		1
38		1

Bei einer **Abschätzung von Systemmassen "Bottom Up"** wird die Systemmasse aus der Summe der Komponentenmasse ermittelt. In der Praxis kommen die Daten dazu aus der Gewichtsabteilung. Die hierarchische Gliederung erfolgt bei Airbus in der Gewichtsabteilung nach "Weight Chapters".

Eine **parametrische Abschätzung der Systemmassen** erfolgt nach halb-statistischen Gleichungen. Ein Beispiel zur parametrischen Massenschätzung ist nach **Raymer 1992** die Gleichung zur Berechnung des Gewichtes der Ausstattung (ATA 25)

$$W_{furnishings} = 0.0577 \cdot N_e^{0.1} \cdot W_c^{0.393} \cdot S_f^{0.75} \quad (\text{in lb})$$

S_f wetted area, fuselage (benetzte Fläche des Rumpfes, $S_f \approx l_f \cdot D_f \cdot \pi$) in ft²

W_c max. cargo weight in lb

N_e number of crew

Bei Airbus werden Massen von Systemen mit einem Programm FAME-Systems berechnet.

Die Auszüge aus **Raymer 1992** liefern weitere parametrische Gleichung zur Gewichtsschätzung.

Cargo/Transport Weights

$$W_{wing} = 0.0051 (W_{dg} N_z)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.5} (t/c)_{root}^{-0.4} (1 + \lambda)^{0.1} \times (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{CSW}^{0.1}$$

$$W_{horizontal tail} = 0.0379 K_{ult} (1 + F_w/B_h)^{-0.25} W_{dg}^{0.639} N_z^{0.10} S_{ht}^{0.75} L_t^{-1.0} \times K_y^{0.704} (\cos \Lambda_{ht})^{-1.0} A_h^{0.166} (1 + S_c/S_{ht})^{0.1}$$

$$W_{vertical tail} = 0.0026 (1 + H_t/H_v)^{0.225} W_{dg}^{0.556} N_z^{0.536} L_t^{-0.5} S_{vt}^{0.5} K_z^{0.875} \times (\cos \Lambda_{vt})^{-1} A_v^{0.35} (t/c)_{root}^{-0.5}$$

$$W_{fuselage} = 0.3280 K_{door} K_{Lg} (W_{dg} N_z)^{0.5} L^{0.25} S_f^{0.302} (1 + K_{ws})^{0.04} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{main landing gear} = 0.0106 K_{mp} W_l^{0.888} N_l^{0.25} L_m^{0.4} N_{mw}^{0.321} N_{ms}^{-0.5} V_{stall}^{0.1}$$

$$W_{nose landing gear} = 0.032 K_{np} W_l^{0.646} N_l^{0.2} L_n^{0.5} N_{nw}^{0.45}$$

$$W_{nacelle group} = 0.6724 K_{ng} N_{Li}^{0.10} N_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{ec}^{0.611} N_{en}^{0.984} S_n^{0.224} \quad (\text{includes air induction})$$

$$W_{engine controls} = 5.0 N_{en} + 0.80 L_{ec}$$

$$W_{starter (pneumatic)} = 49.19 \left(\frac{N_{en} W_{en}}{1000} \right)^{0.541}$$

$$W_{fuel system} = 2.405 V_t^{0.606} (1 + V_i/V_t)^{-1.0} (1 + V_p/V_t) N_t^{0.5}$$

$$W_{flight controls} = 145.9 N_f^{0.554} (1 + N_m/N_f)^{-1.0} S_{CS}^{0.20} (I_y \times 10^{-6})^{0.07}$$

$$W_{APU installed} = 2.2 W_{APU uninstalled}$$

$$W_{instruments} = 4.509 K_r K_{ip} N_c^{0.541} N_{en} (L_f + B_w)^{0.5}$$

$$W_{hydraulics} = 0.2673 N_f (L_f + B_w)^{0.937}$$

$$W_{electrical} = 7.291 R_{kva}^{0.782} L_d^{0.346} N_{gen}^{0.10}$$

$$W_{avionics} = 1.73 W_{uav}^{0.983}$$

$$W_{furnishings} = 0.0577 N_c^{0.1} W_c^{0.393} S_f^{0.75}$$

$$W_{air conditioning} = 62.36 N_p^{0.25} (V_{pr}/1000)^{0.604} W_{uav}^{0.10}$$

$$W_{anti-ice} = 0.002 W_{dg}$$

$$W_{handling gear} = 3.0 \times 10^{-4} W_{dg}$$

$$W_{military cargo handling system} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$$

Weights Equations Terminology

A	= aspect ratio
B_h	= horizontal tail span, ft
B_w	= wing span, ft
D	= fuselage structural depth, ft
D_e	= engine diameter, ft
F_w	= fuselage width at horizontal tail intersection, ft
H_t	= horizontal tail height above fuselage, ft
H_t/H_v	= 0.0 for conventional tail; 1.0 for "T" tail
H_v	= vertical tail height above fuselage, ft
I_y	= yawing moment of inertia, lb-ft ²
K_{cb}	= 2.25 for cross-beam (F-111) gear; = 1.0 otherwise
K_d	= duct constant (see Fig. 15.2)
K_{door}	= 1.0 if no cargo door; = 1.06 if one side cargo door; = 1.12 if two side cargo doors; = 1.12 if aft clamshell door; = 1.25 if two side cargo doors and aft clamshell door
K_{dw}	= 0.768 for delta wing; = 1.0 otherwise
K_{dwf}	= 0.774 for delta wing aircraft; = 1.0 otherwise
K_{Lg}	= 1.12 if fuselage-mounted main landing gear; = 1.0 otherwise
K_{mc}	= 1.45 if mission completion required after failure; = 1.0 otherwise
K_{mp}	= 1.126 for kneeling gear; = 1.0 otherwise
K_{ng}	= 1.017 for pylon-mounted nacelle; = 1.0 otherwise
K_{np}	= 1.15 for kneeling gear; = 1.0 otherwise
K_p	= 1.4 for engine with propeller or 1.0 otherwise
K_r	= 1.133 if reciprocating engine; = 1.0 otherwise
K_{rlt}	= 1.047 for rolling tail; = 1.0 otherwise
K_{tp}	= 0.793 if turboprop; = 1.0 otherwise
K_{tpg}	= 0.826 for tripod (A-7) gear; = 1.0 otherwise
K_{tr}	= 1.18 for jet with thrust reverser or 1.0 otherwise
K_{uht}	= 1.143 for unit (all-moving) horizontal tail; = 1.0 otherwise
K_{vg}	= 1.62 for variable geometry; = 1.0 otherwise
K_{vs}	= 1.19 for variable sweep wing; = 1.0 otherwise
K_{vsh}	= 1.425 if variable sweep wing; = 1.0 otherwise
K_{ws}	= $0.75[1 + 2\lambda]/(1 + \lambda)] (B_w \tan \Lambda / L)$
K_y	= aircraft pitching radius of gyration, ft ($\cong 0.3L_t$)
K_z	= aircraft yawing radius of gyration, ft ($\cong L_t$)
L	= fuselage structural length, ft (excludes radome, tail cap)
L_a	= electrical routing distance, generators to avionics to cockpit, ft
L_d	= duct length, ft
L_{ec}	= length from engine front to cockpit—total if multiengine, ft
L_f	= total fuselage length
L_m	= length of main landing gear, in.
L_n	= nose gear length, in.
L_s	= single duct length (see Fig. 15.2)
L_{sh}	= length of engine shroud, ft
L_t	= tail length; wing quarter-MAC to tail quarter-MAC, ft
L_{tp}	= length of tailpipe, ft
M	= Mach number
N_c	= number of crew
N_{ci}	= 1.0 if single pilot; = 1.2 if pilot plus backseater; = 2.0 pilot and copassenger
N_{en}	= number of engines
N_f	= number of functions performed by controls (typically 4-7)
N_{gen}	= number of generators (typically = N_{en})
N_l	= ultimate landing load factor; = $N_{gear} \times 1.5$
N_{Lt}	= nacelle length, ft
N_m	= number of mechanical functions (typically 0-2)
N_{mss}	= number of main gear shock struts
N_{mw}	= number of main wheels
N_{nw}	= number of nose wheels

N_p	= number of personnel onboard (crew and passengers)
N_s	= number of flight control systems
N_t	= number of fuel tanks
N_u	= number of hydraulic utility functions (typically 5-15)
N_w	= nacelle width, ft
N_z	= ultimate load factor; = $1.5 \times$ limit load factor
q	= dynamic pressure at cruise, lb/ft ²
R_{kva}	= system electrical rating, kv · A (typically 40-60 for transports, 110-160 for fighters & bombers)
S_{cs}	= total area of control surfaces, ft ²
S_{csw}	= control surface area (wing-mounted), ft ²
S_c	= elevator area, ft ²
S_f	= fuselage wetted area, ft ²
S_{fw}	= firewall surface area, ft ²
S_{ht}	= horizontal tail area
S_n	= nacelle wetted area, ft ²
S_r	= rudder area, ft ²
S_{vt}	= vertical tail area, ft ²
S_w	= trapezoidal wing area, ft ²
SFC	= engine specific fuel consumption—maximum thrust
T	= total engine thrust, lb
T_e	= thrust per engine, lb
V_i	= integral tanks volume, gal
V_p	= self-sealing “protected” tanks volume, gal
V_{pr}	= volume of pressurized section, ft ³
V_t	= total fuel volume, gal
W	= fuselage structural width, ft
W_c	= maximum cargo weight, lb
W_{dg}	= design gross weight, lb
W_{ec}	= weight of engine and contents, lb (per nacelle), $\cong 2.331 W_{engine}^{0.901} K_p K_{tr}$
W_{en}	= engine weight, each, lb
W_{fw}	= weight of fuel in wing, lb
W_l	= landing design gross weight, lb
W_{press}	= weight penalty due to pressurization, = $11.9 + (V_{pr} P_{delta})^{0.271}$, where P_{delta} = cabin pressure differential, psi (typically 8 psi)
W_{uav}	= uninstalled avionics weight, lb (typically = 800-1400 lb)
Λ	= wing sweep at 25% MAC

4 Nachweis der Sicherheit und Zuverlässigkeit

4.1 Zulassungsforderungen, Literatur

Ausgang der Forderungen an die Zuverlässigkeit für Systeme ist der Abschnitt 1309 der **Zulassungsvorschriften JAR-25** bzw. **FAR Part 25**. Diese Vorschriften werden interpretiert durch offizielles Material. Die JAA haben dazu herausgegeben die ACJ 25.1309 (**ACJ-25**) und die AMJ 25.1309 (**AMJ-25**). Die FAA hat dazu herausgegeben die **AC25.1309-AI**.

Weitere Hinweise geben **Dokumente international tätiger Organisationen** – hier insbesondere der *Society of Automotive Engineers*, SAE mit der Aerospace Recommended Practice, **ARP 4761**. Derartige Papiere werden zulassungsrelevant, wenn sie in den Zulassungsvorschriften zitiert werden.

Firmenvorschriften regeln das praktische Vorgehen. Bei Airbus sind dies die

AP Airbus Industries Procedures (z.B. **AP 2616**)

AM Airbus Industries Means & Methodes

4.2 Grundlagen der Wahrscheinlichkeitsrechnung

Wenn ein Ergebnis (event) in N verschiedenen Ausprägungen auftreten kann (gleichwahrscheinlich) und ein Ergebnis A in n dieser Ausprägungen, dann ist die Wahrscheinlichkeit für das Ergebnis A.

$$p(A) = \frac{n}{N}$$

Beispiel: Würfel : N = 6 (gleiche Wahrscheinlichkeit für 1,2,3,4,5,6)

Ergebnis A :

„Würfeln einer 1 oder 2“ → n = 2

$$p(A) = \frac{2}{6} = \frac{1}{3}$$

Wenn in einem Versuch ein Ergebnis A (z.B. Fehler) n mal auftritt bei N Versuchsdurchführungen, dann ist die Wahrscheinlichkeit für A n/N für große N.

$$p(A) = \lim_{N \rightarrow \infty} \left(\frac{n}{N} \right) \quad \text{"Gesetz der großen Zahl"}$$

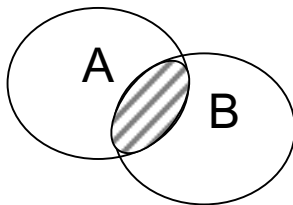
Definition: Unabhängige Ereignisse (independent event)

Ereignisse, die in keiner Weise voneinander abhängen, werden unabhängig genannt. Das Eintreten oder Nicht-Eintreten des Ereignisses hat keinen Einfluss auf das Eintreten oder Nicht-Eintreten des anderen Ereignisses.

Definition: Sich gegeneinander ausschließende Ereignisse (mutually exclusive events)

Sich gegeneinander ausschließende Ereignisse sind solche Ereignisse, die nicht zur selben Zeit eintreten können. Das Eintreten des einen Ereignisses schließt das Eintreten des anderen Ereignisses aus.

Rechnen mit Wahrscheinlichkeiten

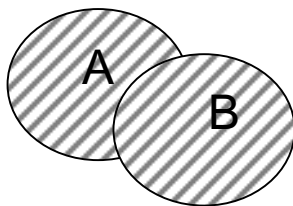


UND

Voraussetzung: Zwei Ereignisse A und B sind unabhängig und schließen sich nicht gegeneinander aus.

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass A und B eintreten ist :

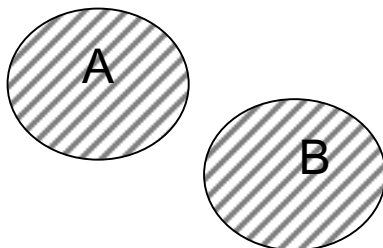
$$P_{A \text{ und } B} = P_A \cdot P_B$$



ODER

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass A eintritt oder B oder beide ist:

$$P_{A \text{ oder } B \text{ oder beide}} = P_A + P_B - P_A \cdot P_B$$



Wenn A und B sich gegenseitig ausschließen dann gilt:

$$P_{A \text{ oder } B} = P_A + P_B$$

4.3 Wahrscheinlichkeitsfunktionen

Grundlagen

Wir betrachten ein Experiment, das als Ausgang diskrete Werte zwischen 1 und 5 liefert. Beim ersten Durchgang von 10 Experimenten nacheinander erhalten wir:

Ausgang	1	2	3	4	5
Anzahl	0	2	5	2	1

Beim zweiten Durchgang erhalten wir:

Ausgang	1	2	3	4	5
Anzahl	1	1	4	3	1

Die Wahrscheinlichkeitsverteilung (probability distribution) zeigt Bild 4.1.

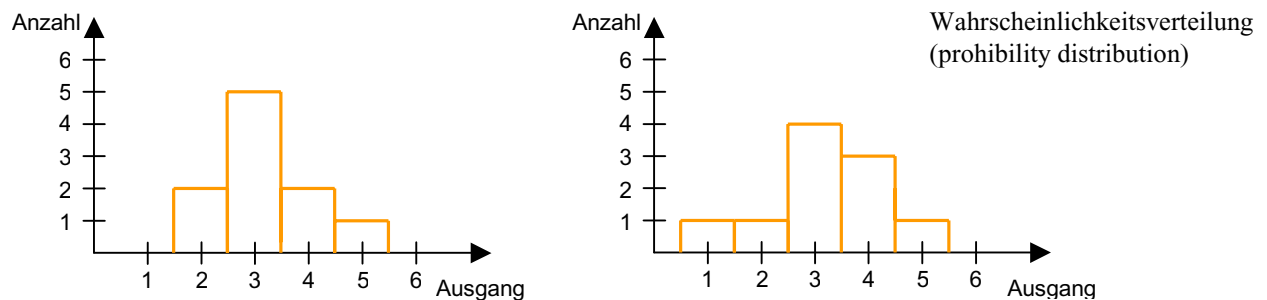


Bild 4.1 Wahrscheinlichkeitsverteilungen

Wenn wir kontinuierliche Ausgänge haben, so müssen wir die Ausgänge in diskrete Ereignisklassen einordnen, um eine Darstellung wie oben zu erreichen.

z.B.: $0,5 < x \leq 1,5 \Rightarrow 1$

$1,5 < x \leq 2,5 \Rightarrow 2$

usw.

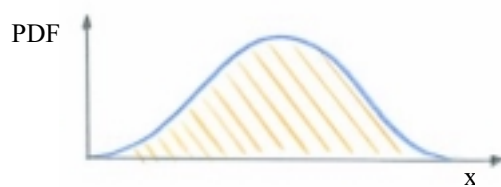
Eine feiner gestufte Verteilung erhalten wir, wenn wir die Ergebnisklassen kleiner wählen:

z.B.: $0,5 < x \leq 1,0 \Rightarrow 0,75$

$1,0 < x \leq 1,5 \Rightarrow 1,25$

usw.

Wenn wir unendlich viele Versuche ausführen und die Ergebnisklassen unendlich klein wählen, dann geht die gestufte Wahrscheinlichkeitsverteilung in eine glatte Kurve über. Die Wahrscheinlichkeitsfunktion (probability density function, PDF) könnte dann so aussehen wie in Bild 3.2 gezeigt.



es gilt:
$$\int_{-\infty}^{+\infty} f(x) dx = 1$$

Die Fläche unter der PDF ist gleich 1, denn irgend einen Ausgang muss das Experiment haben.

Bild 4.2 Die Wahrscheinlichkeitsfunktion

Rechnen mit Wahrscheinlichkeitsfunktionen

Bei der Analyse der Sicherheit (safety) und Zuverlässigkeit (reliability) spielen Wahrscheinlichkeitsfunktionen eine große Rolle. Zunächst werden einige Definitionen vorgestellt (**Davidson 1988**).

Definition: Sicherheit (safety)

Ein System ist sicher, wenn das Risiko beim Betrieb geringer ist als ein erlaubtes Risiko. Das Risiko wird beschrieben durch die Wahrscheinlichkeit eines Fehlers und dessen Effekt.

Definition: Effekt (effect)

Der Effekt eines Fehlers wird beschrieben durch seine Konsequenz (Schaden, Verletzungen,...)

Definition: Wahrscheinlichkeit eines Fehlers (probability of failure)

$$F(t) = \left(\frac{n_F}{n} \right) = \frac{\text{Anzahl der Fehler bis zur Zeit } t}{\text{Anzahl der Teile im Test}}$$

Definition: Zuverlässigkeit (reliability)

$$R(t) = \left(\frac{n_S}{n} \right) = \frac{\text{Anzahl überlebender Teile bis zur Zeit } t}{\text{Anzahl der Teile im Test}} \quad \text{mit „s“ = survival}$$

auch genannt: Wahrscheinlichkeit des Überlebens (probability of survival)

Zusammenhang von $F(t)$ und $R(t)$:

Es ist $n_F + n_S = n$ damit ist $F(t) + R(t) = \frac{n_F}{n} + \frac{n_S}{n} = \frac{n_F + n_S}{n} = \frac{n}{n} = 1$

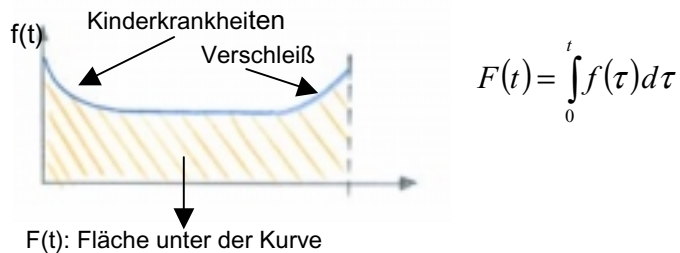
$$F(t) + R(t) = 1$$

Definition: Wahrscheinlichkeitsdichte (probability density)

$$f(t) = \left(\frac{n_{F, \Delta t \rightarrow 0}}{n} \right) = \frac{\text{Anzahl der Fehler in } \Delta t, \text{ startend zur Zeit } t \text{ mit } \Delta t \rightarrow 0}{\text{Anzahl der Teile im Test}}$$

↑
Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion
(probability density function), PDF

Pro Zeiteinheit müssen nicht immer gleich viele Teile ausfallen, wie in Bild 4.3 gezeigt wird. Bei Geräten kennt man die sogenannte "Badewannenkurve".



$$F(t) = \int_0^t f(\tau) d\tau$$

Bild 4.3 Badewannekurve

Definition: Gefährdung (hazard rate)

$$\lambda(t) = \frac{n_{F, \Delta t \rightarrow 0}}{n_s} = \frac{\text{Anzahl Fehler in } \Delta t, \text{ startend zur Zeit } \Delta t \rightarrow 0}{\text{Anzahl überlebender Teile am Test bis zur Zeit } t}$$

$$\lambda(t) = \frac{n_{F, \Delta t \rightarrow 0}}{n} \cdot \frac{n}{n_s} = f(t) \cdot \frac{1}{R(t)}$$

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)}$$

Gerechnet wird in der Praxis mit verschiedenen Wahrscheinlichkeitsverteilungen. Die *WEIBULL-Verteilung* kann viele Praxisfälle beschreiben:

$$h(t) = \frac{\beta \cdot (t - \gamma)^{\beta-1}}{\eta \cdot \beta}$$

β Formparameter

$\beta = 1$ konstante Gefährdung

$\beta > 1$ zunehmende Gefährdung

$\beta < 1$ abnehmende Gefährdung

η charakteristische Lebensdauer

γ fehlerfreie Zeit

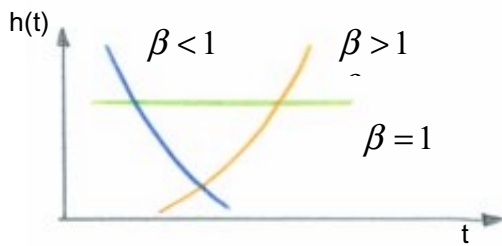


Bild 4.4 WEIBULL - Verteilung

Berechnungen mit der allgemeinen Form der WEIBULL-Verteilung sind für die Praxis in der Regel zu kompliziert. Es wird gesetzt: $\beta = 1$, $\eta = 1/2$, damit ist dann $h(t) = \lambda = \text{const}$. Dies ist die *Exponentialverteilung*.

Hier einige **Anmerkungen zur Exponentialverteilung**:

- $\lambda = \text{const}$ wird Exponentialverteilung genannt, weil

$$R(t) = e^{-\lambda t}$$

$$F(t) = 1 - R(t) = 1 - e^{-\lambda t} \quad f(t) = \frac{dF(t)}{dt}$$

$$f(t) = -(-\lambda) \cdot e^{-\lambda t} = \lambda \cdot e^{-\lambda t}$$

$$h(t) = \lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)} = \frac{\lambda \cdot e^{-\lambda t}}{e^{-\lambda t}} = \lambda = \text{const}$$

- Die Exponentialverteilung ($\lambda(t) = \text{const}$) wird in der Praxis nahezu allen Zuverlässigkeitsrechnungen zugrunde gelegt, weil mit der Exponentialverteilung einfach gerechnet werden kann.
- Es müssen jedoch vor der Anwendung der Exponentialverteilung folgende Annahmen berücksichtigt werden:
 - keine „Kinderkrankheiten“
 - kein erhöhter Verschleiß mit zunehmendem Alter (regelmäßige Wartung und Austausch von Teilen)

Diese Annahmen können auch in einem System mit sehr vielen Teilen erreicht werden, in dem regelmäßig Teile ausgetauscht werden.

- Im Sprachgebrauch wird unterschieden zwischen reparierbaren Teilen und nicht reparierbaren Teilen (in unseren Definitionen waren wir von nicht reparierbaren Teilen ausgegangen).

Tabelle 4.1 Unterscheidung von reparierbaren und nicht reparierbaren Teilen

reparierbar (reparable)	nicht reparierbar (non reparable)
Fehlerrate (failure rate) λ	hazard rate λ
Mean Time Between Failure(MTBF)	Mean Time To Failure (MTTF)
$MTBF = \frac{1}{\lambda}$	$MTTF = \frac{1}{\lambda}$

4.4 Rechnen mit $F(t)$ und $R(t)$

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad F(t) = 1 - e^{-\lambda t} \quad F(t) + R(t) = 1$$

$(\lambda \cdot t)$ als Exponent muss dimensionslos sein. Im Flugzeug hat t die Einheit "FH". Das bedeutet flight hour und ist eine Stunde, die das Flugzeug in der Luft ist. Damit ist die Einheit von λ 1/FH.

Beispiel: Fehlerrate und Wahrscheinlichkeit des Fehlers

Eine Komponente hat eine Fehlerrate $\lambda = 10^{-5}$ 1/FH. Wie groß ist die Wahrscheinlichkeit für einen Fehler nach einer Flugstunde?

Lösung: $F(t) = 1 - e^{-\lambda t} = 1 - e^{-10^{-5} \cdot \frac{1}{FH} \cdot 1FH} = 0,9999999 \cdot 10^{-5} \approx 10^{-5}$

Abwandlung: $\lambda = 10^{-1} \frac{1}{FH}$
 $F(t) = 0,09516$, d.h. wir würden einen Fehler von 5% machen,
wenn wir den Zahlenwert von λ genommen hätten.

Fazit: Für zuverlässige Systeme gilt:
 $F(1FH) \approx \lambda \cdot t$

Beispiel: Wie groß ist die Wahrscheinlichkeit für einen Fehler nach einer Zeit MTBF ?

Lösung: $F(MTBF) = 1 - e^{-\lambda \cdot MTBF} = 1 - e^{-\frac{\lambda}{\lambda}} = 1 - e^{-1} = 0,632$

Im Flugzeug werden $R(t)$ und $F(t)$ für eine Flugzeit t von 1 Stunde (FH) berechnet.

- Abgewichen wird von diesem Rechenprinzip, wenn Teile weniger als eine Stunde während eines Fluges in Betrieb sind.

Zuverlässigkeit von Systemen

- Die Zuverlässigkeit von Systemen lässt sich aus der Zuverlässigkeit der Systemkomponenten berechnen. Dabei ist der funktionale Zusammenhang der Komponenten (die Systemtopologie) von Bedeutung.
- Dargestellt wird die Rechnung hier mit Hilfe von Zuverlässigkeitsdiagrammen (reliability block diagram / RBD) auch bekannt als (dependence diagram / DD)

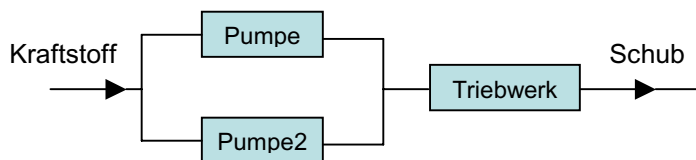


Bild 4.5 Beispiel eines Zuverlässigkeitsdiagramm

Ein Zuverlässigkeitsdiagramm kann Bild 4.7 entnommen werden. Zur Bedeutung: Der Kraftstoff wird durch Pumpe 1 ODER Pumpe 2 zum Triebwerk gepumpt. Eine Pumpe UND das Triebwerk sind erforderlich um Schub zu erzeugen.

Analyse von Blöcken in Serie (UND)

$$R_S = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot \dots \cdot R_n$$

$$R_S(t) = e^{-\lambda_1 t} \cdot e^{-\lambda_2 t} \cdot e^{-\lambda_3 t} \cdot e^{-\lambda_4 t} \cdot \dots \cdot e^{-\lambda_n t} = e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots + \lambda_n)t} = e^{-\lambda_S t}$$

$$\text{mit } \lambda_S = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \dots + \lambda_n$$

Mit Vereinfachung für $\lambda < 0,1 \frac{1}{FH}$ gilt

$$R(t) = e^{-\lambda_S t} \approx 1 - \lambda_S \cdot t$$

$$F(t) = 1 - R(t) \approx \lambda_S \cdot t$$

$$F_S(1FH) \approx (\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \dots + \lambda_n) \cdot 1FH \quad \text{nutzen für Rechnungen im Kopf}$$

Beispiel: $\lambda_1 = 10^{-5} \frac{1}{FH}$

$$\lambda_2 = \lambda_3 = 10^{-6} \frac{1}{FH}$$

$$F_S \approx 1,2 \cdot 10^{-5}$$

Fazit: Ganz grob: Die Reihenschaltung ist so gut wie das schwächste Glied

- **Analyse von Blöcken einer Parallelschaltung (für die schriftliche Rechnung)**

$$F_S = F_1 \cdot F_2 \cdot F_3 \cdot \dots \cdot F_n$$

$$R_S = 1 - F_S$$

$$F_S(t) = (1 - e^{-\lambda_1 t}) \cdot (1 - e^{-\lambda_2 t}) \cdot \dots \cdot (1 - e^{-\lambda_n t})$$

Mit der Vereinfachung $F(t) = \lambda \cdot t$ für $\lambda < 0,1 \frac{1}{FH}$

$$F_S(t) = \lambda_1 \cdot t \cdot \lambda_2 \cdot t \cdot \lambda_3 \cdot t \cdot \dots \cdot \lambda_n \cdot t$$

$$F_S(t) \approx (\lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \cdot \dots \cdot \lambda_n) \cdot t^n = \lambda_p \cdot t^n$$

↙
für parallel

$$F_S(1FH) \approx \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \cdot \dots \cdot \lambda_n \cdot t^n = \lambda_p \cdot 1FH \quad \text{nutzen für Rechnungen im Kopf.}$$

Das Fazit für die Verwendung der Gleichungen für Rechnungen im Kopf und schriftlich enthält Tabelle 4.2.

Tabelle 4.2 Gleichungen für die Zuverlässigkeitsrechnung

	schriftlich	im Kopf
Serienschaltung	$R_S = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot \dots \cdot R_n$	$\lambda_S = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots + \lambda_n$ d.h. λ_S wie schlechtestes Komponente
Parallelschaltung	$F_S = F_1 \cdot F_2 \cdot F_3 \cdot \dots \cdot F_n$	$\lambda_S = \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \cdot \dots \cdot \lambda_n$ d.h. Exponenten addieren

Beispiel: $\lambda = 10^{-4} \frac{1}{FH}$ Die Ausfallwahrscheinlichkeit soll durch Redundanz (Parallelschaltung von Komponenten) verbessert werden!
 2 Komponenten: $\lambda_p = 10^{-8} \frac{1}{FH}$ 3 Komponenten: $\lambda_p = 10^{-12} \frac{1}{FH}$

Beispiel: Berechnen Sie die Wahrscheinlichkeit des gezeigten Systems zur Schuberzeugung

für 1 FH!

Gegeben: $\lambda_p = 10^{-4} \text{ 1/FH}$ (Pumpe), $\lambda_t = 10^{-5} \text{ 1/FH}$

Lösung: Schrittweises Zusammenfassen von Blöcken

a) Parallelschaltung:

$$F_p = 1 - e^{-\lambda_p t} = 1 - e^{-10^{-4} \cdot 1 \text{ FH}} = 0,99995 \cdot 10^{-4}$$

$$F_{p, \text{gesamt}} = F_p \cdot F_p = 0,9999000025 \cdot 10^{-8}$$

$$R_{p, \text{gesamt}} = 1 - F_{p, \text{gesamt}} = 0,99 \dots \text{ schlecht darstellbar !}$$

b) Serienschaltung

$$R_{\text{gesamt}} = R_{p, \text{gesamt}} \cdot R_t$$

$$\text{mit } R_t = e^{-\lambda_t t} = e^{-10^{-5} \cdot 1 \text{ FH}} = 0,99999900001$$

$$R_{\text{gesamt}} = 0,9999899901$$

$$F_{\text{gesamt}} = 1,009949 \cdot 10^{-5}$$

4.5 Nachweisführung mit Reliability Block Diagramms / RBD

Am Beispiel aus SAE ARP 4761 „Unannounced loss of all wheel braking“. Preliminary System Safe assessment (PSSA) with RBD and DD.

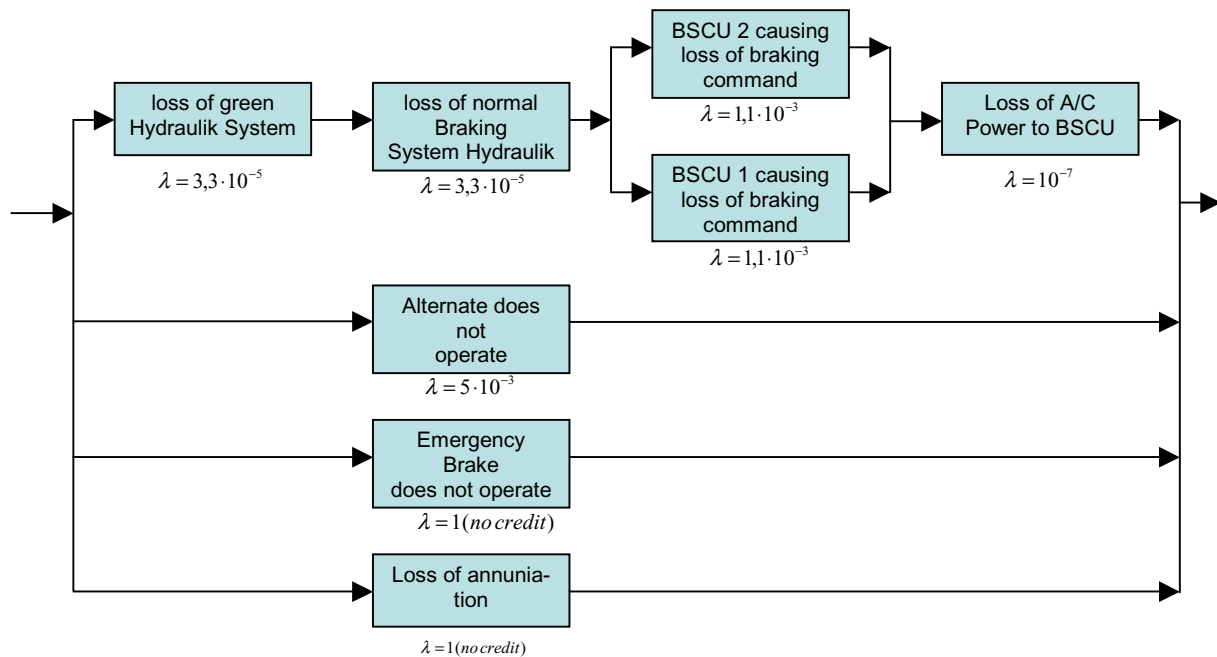


Bild 4.6 Unannunciated loss of all wheel braking / example

Die Wahrscheinlichkeiten (großer) RBD für R(t) oder F(t) ergeben sich durch schrittweises Zusammenfassen von “innen nach außen”:

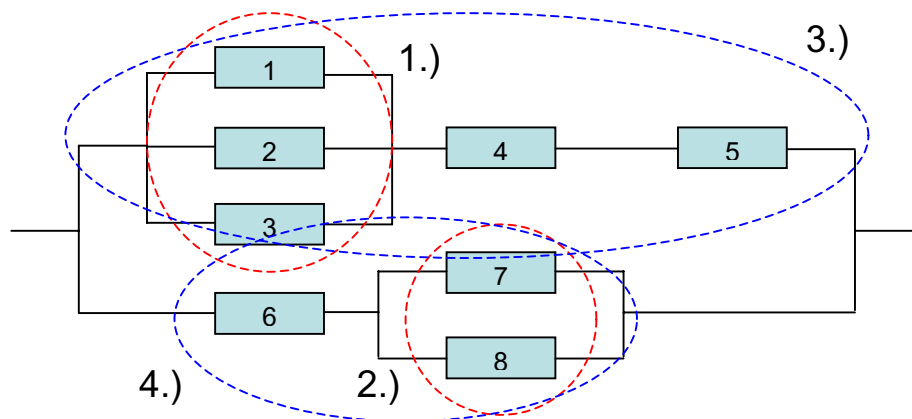


Bild 4.7 Wahrscheinlichkeiten großer RBD

$$\begin{aligned}
 1.) \quad F_{123} &= F_1 \cdot F_2 \cdot F_3 & R_{123} &= 1 - F_{123} \\
 2.) \quad F_{78} &= F_7 \cdot F_8 & R_{78} &= 1 - F_{78} \\
 3.) \quad R_{12345} &= R_{123} \cdot R_4 \cdot R_5 & F_{12345} &= 1 - R_{12345} \\
 4.) \quad R_{678} &= R_6 \cdot R_{78} & F_{678} &= 1 - R_{678} \\
 5.) \quad F_{\text{gesamt}} &= F_{12345} \cdot F_{678}
 \end{aligned}$$

4.6 Nachweisführung mit der Failure Mode an Effect Analysis (FMEA)

In einer FMEA sollen alle Fehler und deren Effekte eines bestimmten (Teil-) Systems systematisch erfasst werden. Dieser Ausarbeitung liegt die **ARP 4761** zugrunde.

FMEA ausgehend von Systemfunktionen: (Functional FMEA)

Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Function	Failure Mode	λ	Effect	Detection	Comment

Zu beachten: Zu einer Funktion z.B.: "Höhenruderausschlag" kann es mehrere Failure- Modes geben:

- 1.) Ruder blockiert
- 2.) Ruder geht auf Vollausschlag (run away)
- 3.) Ruder verliert seine Verbindung zur Ansteuerung und wird durch Luftkräfte frei bewegt.

Jeder Failure Mode hat eine andere Fehlerrate λ und einen anderen Effekt. Wichtig ist, dass ein auftretender Fehler von der Crew festgestellt werden kann (detection), weil unbekannte Fehler ("schlafende Fehler", dormant failure) (durch Redundanz überdeckt) besonders gefährlich sind.

TABLE G1 - Functional FMEA Worksheet

FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)							
System:		FMEA Description:				Date:	
Subsystem:						Sheet of	
Item ATA:		FTA References:				File:	
		Author:				Rev:	
FUNCTION NAMES	FUNCTION CODE	FAILURE MODE	MODE FAILURE RATE	FLIGHT PHASE	FAILURE EFFECT	DETECTION METHOD	COMMENTS

Note: May be revised to fit analysis level and program needs.

Bild 4.8 Functional FMEA Worksheet aus **ARP 4761**

FMEA ausgehend von Teilen des Systems: (piece-part FMEA)

Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Part	Failure Mode	λ	Effect	Detection	Comment																																																								
TABLE G2 - Piece-Part FMEA Worksheet <table border="1" style="width: 100%;"> <thead> <tr> <th colspan="8">FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td colspan="2">System:</td> <td colspan="4">FMEA Description:</td> <td colspan="2">Date:</td> </tr> <tr> <td colspan="2">Subsystem:</td> <td colspan="4"></td> <td colspan="2">Sheet of</td> </tr> <tr> <td colspan="2">Item ATA:</td> <td colspan="4">FTA References:</td> <td colspan="2">File:</td> </tr> <tr> <td colspan="2">Function:</td> <td colspan="4">Author:</td> <td colspan="2">Rev:</td> </tr> </tbody> </table> <table border="1" style="width: 100%; text-align: center;"> <thead> <tr> <th>PART NUMBER</th> <th>PART TYPE</th> <th>FAILURE MODE</th> <th>MODE FAILURE RATE</th> <th>FLIGHT PHASE</th> <th>FAILURE EFFECT</th> <th>DETECTION METHOD</th> <th>COMMENTS</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> </tr> </tbody> </table> Note: May be revised to fit analysis level and program needs.						FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)								System:		FMEA Description:				Date:		Subsystem:						Sheet of		Item ATA:		FTA References:				File:		Function:		Author:				Rev:		PART NUMBER	PART TYPE	FAILURE MODE	MODE FAILURE RATE	FLIGHT PHASE	FAILURE EFFECT	DETECTION METHOD	COMMENTS								
FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)																																																													
System:		FMEA Description:				Date:																																																							
Subsystem:						Sheet of																																																							
Item ATA:		FTA References:				File:																																																							
Function:		Author:				Rev:																																																							
PART NUMBER	PART TYPE	FAILURE MODE	MODE FAILURE RATE	FLIGHT PHASE	FAILURE EFFECT	DETECTION METHOD	COMMENTS																																																						

Bild 4.9 Piece Part FMEA Worksheet aus **ARP 4761**

Die Failure Mode and Effect Summary (FMES)

Die Failure Mode and Effect Summary (FMES) fasst gleiche Failure Modes aus unterschiedlichen FMEA zusammen. Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Failure Mode	λ	Effect	Failure Ref.

Referenz auf FMEA

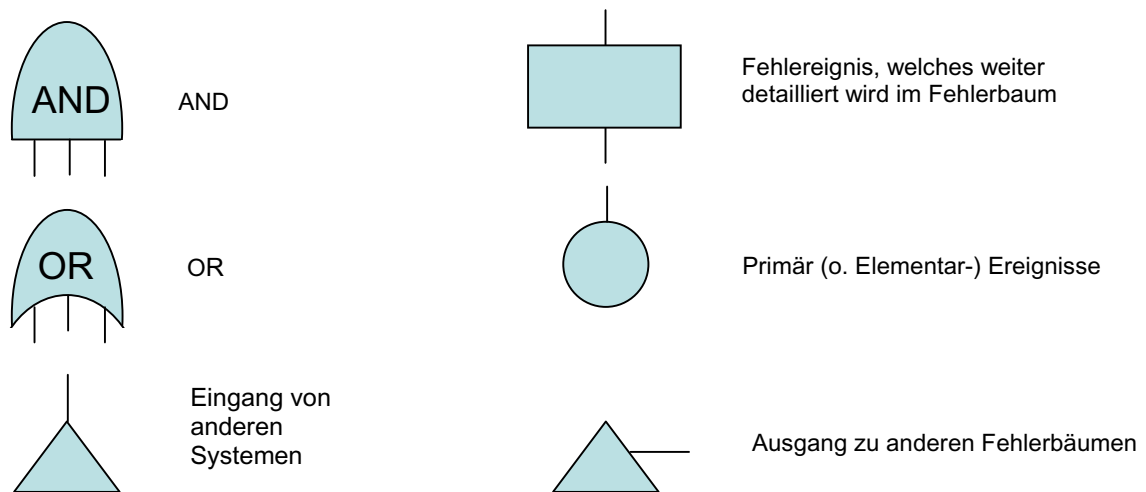


Bild 4.12 Symbole der Fault Tree Analysis (FTA)

Die Symbole der Fault Tree Analysis (FTA) sind in Bild 4.12 gezeigt.

Analysemethoden, die hier nicht behandelt werden sind

- Markov Analysis (MA)
- Wahrheitstafel (true table)
- Monte Carlo Analysis

4.8 Nachweisführung im Überblick

Abhängig vom Fortschritt der Flugzeugentwicklung (Entwicklungsphase) werden unterschiedliche Nachweismethoden zum Einsatz kommen und zunehmende Detailtiefe aufweisen. Einen guten Überblick bietet S.13 der **ARP 4761**. Darin bedeutet:

FHA	Functional Hazard Analysis
CCA	Common Cause Analysis
PSSA	Preliminary System Safety Analysis
SSA	System Safety Analysis

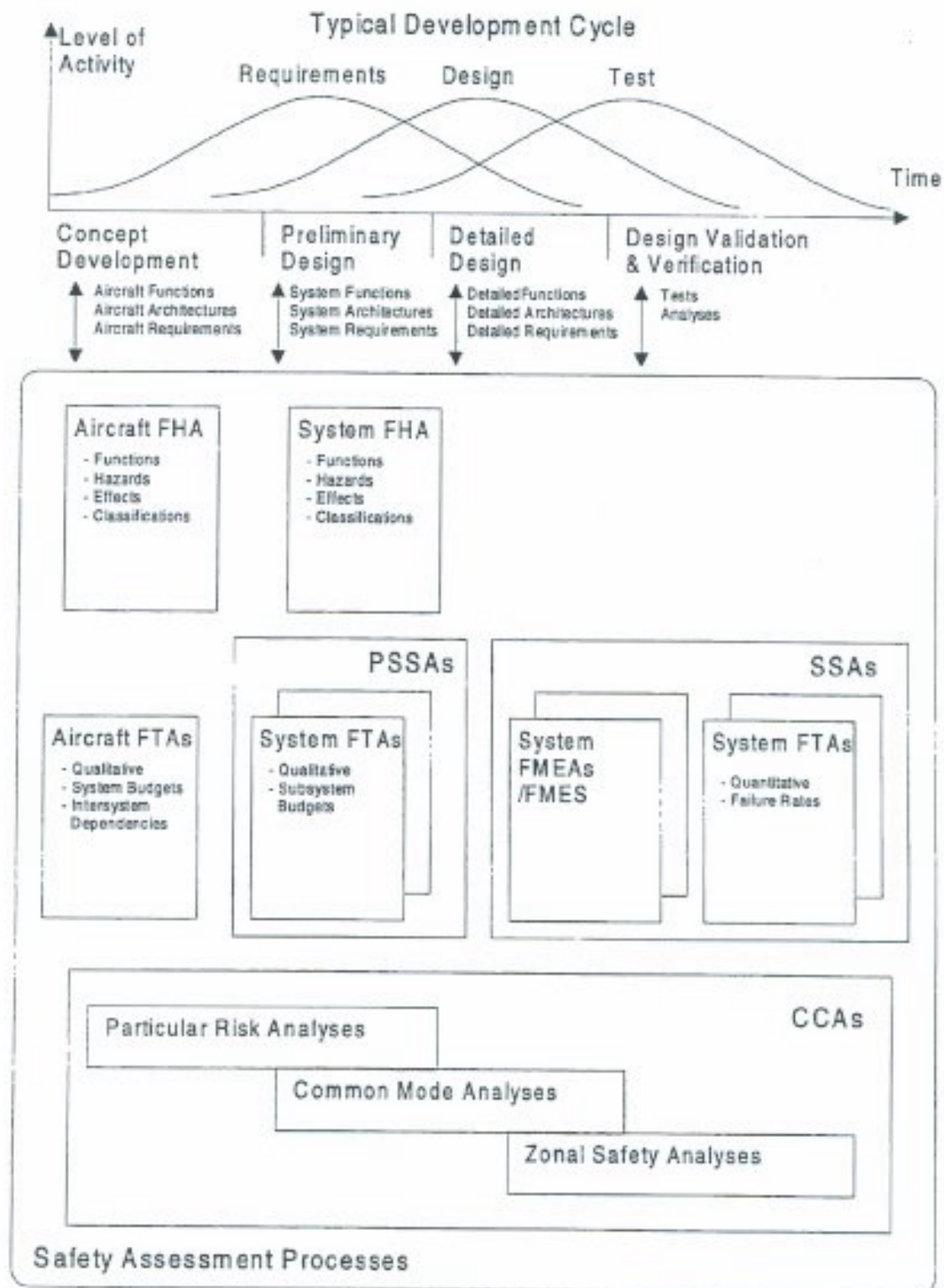
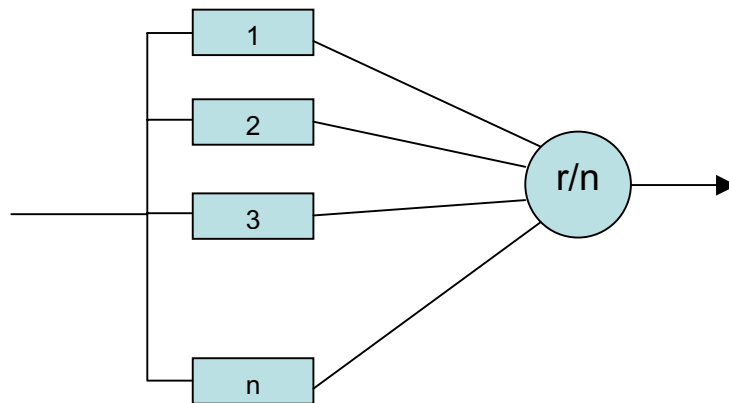


FIGURE 1 - Overview of the Safety Assessment Process

Bild 4.13 Typical Development Cycle aus ARP 4761

4.9 Sonderfragen

Aktive parallele Systeme mit nur teilweiser Redundanz

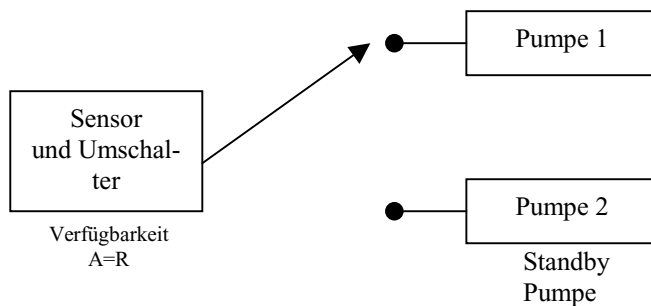


n identische aktive parallele Systeme von denen wenigstens r funktionsfähig sein müssen um die Gesamtfunktion zu erfüllen.

Beispiel: 5 Pumpen, von denen 2 mindestens erforderlich sind um den Volumenstrom zu fördern.

Bild 4.14 Darstellung Sonderfragen

Inaktive parallele Systeme (Standby-Systeme)



Normalerweise ist Pumpe 1 aktiv. Im Fehlerfall von Pumpe 1 muss der Fehler erkannt werden und ein Umschalten auf Pumpe 2 veranlasst werden. Es besteht die Gefahr, dass das Umschalten nicht wie geplant funktioniert.

Bild 4.15 Inaktive parallele Systeme

Common Cause Failure

Es geht um Fehler (unbekannte Fehler), die mehrere parallele Zweige gemeinsam zum Ausfall bringen könnten. Eine Berechnung ist praktisch unmöglich, da es sich um unbekannte (oder nur schemenhafte erkennbare) Fehlerszenarien handelt.

Verfügbarkeit reparierbarer Systeme

$$A = \frac{\text{total time up}}{\text{test interval}} = \frac{\text{total time up}}{\text{total time up} + \text{total time down}}$$

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

$$A = \frac{1/\lambda}{1/\lambda + 1/\mu} = \frac{1}{1 + \lambda/\mu} = \frac{\mu}{\mu + \lambda}$$


 mean time to repair = $\frac{1}{\mu}$

Availability, $A = \frac{\mu}{\mu + \lambda}$

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass das System zum Zeitpunkt t verfügbar ist (instantaneous availability) ist kann nach **O'Connor 1991** berechnet werden.

Bedeutung für die Flugzeugpraxis: Verfügbarkeit des Flugzeuges zum planmäßigen Abflug: Dispatch Reliability.

Definition: Dispatch Reliability (gewertet werden technische Ursachen)

Ein Flug ist nach technischen Maßstäben pünktlich, wenn es keine technischen Gründe gibt, die das Abrollen vom Gate um mehr als 15 Minuten verzögern.

Die technischen Flugzeugverspätungen werden nach ATA-Kapiteln gegliedert angegeben. Forderungen zur Dispatch Reliability werden erhoben (und in der Praxis überwacht) etwa:

$DR \geq 99,5\%$ bei "entry into service"

$DR \geq 99,8\%$ für "mature aircraft"

Einsatz der Zuverlässigkeitsrechnung im Systementwurf

Unabhängig von der Nachweisführung wird die Zuverlässigkeitsrechnung im Systementwurf im Systementwurf eingesetzt. Es geht dabei um die Berechnungen von *Importanzen* zur Beantwortung dieser Fragen:

- Wie ändert sich die Zuverlässigkeit des Systems in Abhängigkeit der Zuverlässigkeit einer Komponente?
- Welchen Anteil hat eine bestimmte Komponente an der Zuverlässigkeit des Systems?
- Welchen maximalen Zuverlässigkeitsgewinn für das System lässt sich durch Erhöhung der Zuverlässigkeit einer Komponente erreichen?
- Welche Komponenten tragen mit größter Wahrscheinlichkeit zum Ausfall des Systems bei?
- Welche Komponenten verursachen mit größter Wahrscheinlichkeit einen Ausfall des Systems?

Wo kommen die Eingangsdaten (Fehlerraten λ) für die Berechnung her?

- Erfahrungswerte, die "allgemeines Firmen-Know-How" sind.
- Betrachtung von rückwärts:
Failure Effect → Wahrscheinlichkeit nach ACJ 25.1309
→ aufgeteilt auf ein System von mehreren parallelen Systemen
- Literatur:
Rome 1985: "Nonelectronic Reliability Notebook"
(HAW-Bibliothek: Signatur: K473)
MIL-HDBK-217: "Reliability Prediction for Electronic Systems"

5 Simulation

Definition: Simulation (nach VDI Richtlinie 3633)

Simulation ist die Nachbildung eines dynamischen Prozesses in einem Modell, um zu Erkenntnis zu gelangen, die auf die Wirklichkeit übertragbar sind.

Stichworte zur Einteilung

- Hardware
 - digital (mathematisches Modell)
 - analog (physikalisch äquivalentes Modell)
 - physikalisch (gleiches Modell evtl. im anderen Maßstab)
- Praxisnähe
 - auf dem Rechner
 - auf dem Rechner in Echtzeit
 - auf dem Rechner mit „Hardware in the loop“
- Modell
 - Kontinuierlich oder diskret
 - "white box" oder "black box"
- Eingabe
 - Gleichungen
 - Blöcke
 -

Gliederung der Modellbildung

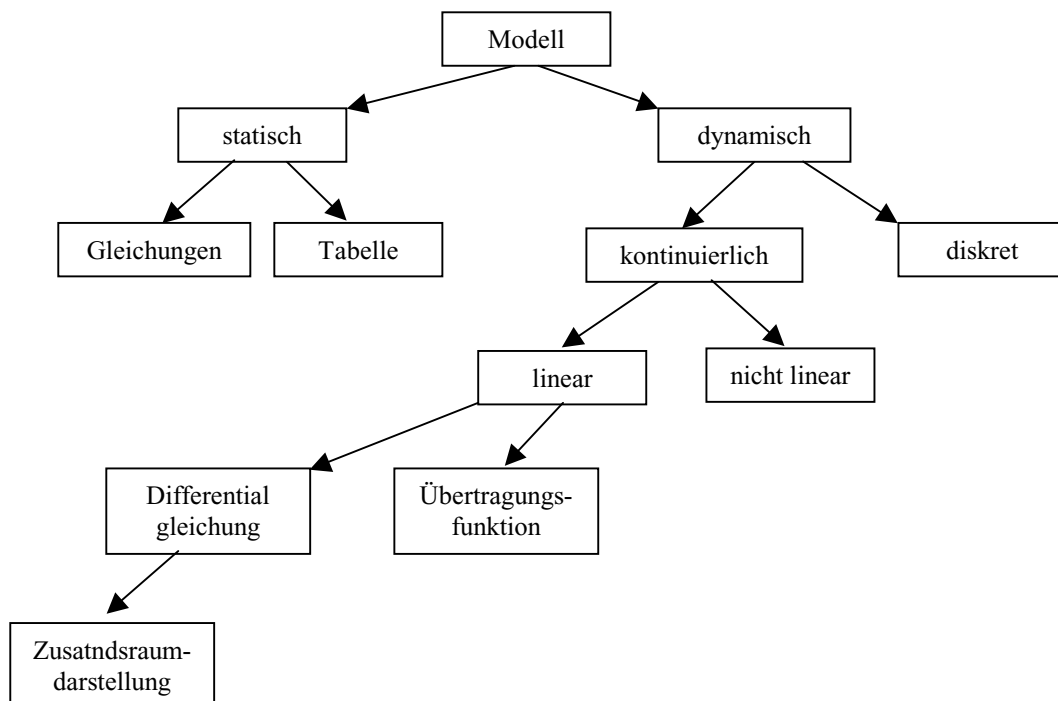


Bild 5.1 Gliederung der Modellbildung

Simulation zwischen "black box" und "white box"

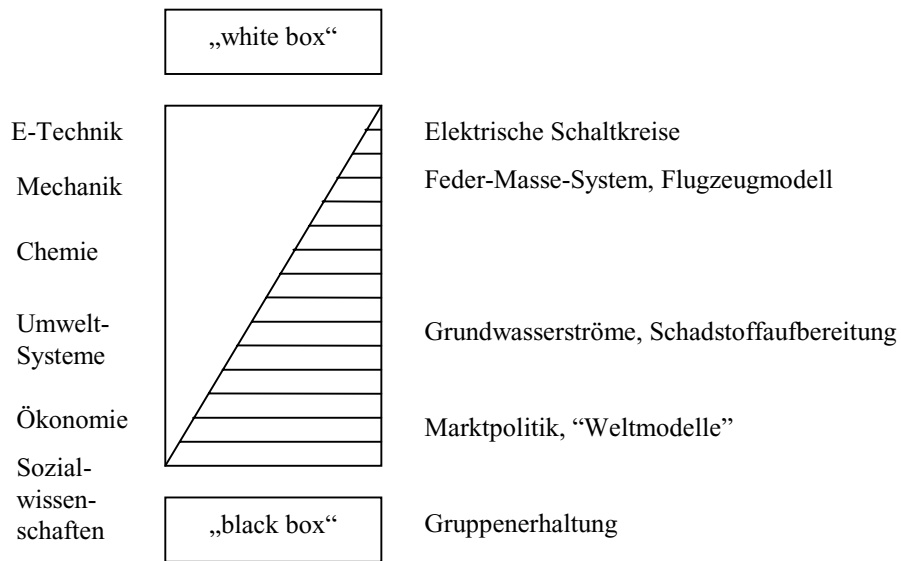


Bild 5.2 Gegenüberstellung "black box" und "white box" Simulation

Schritte der Simulation

1. Problemformulierung
2. Mathematische Modellbildung $\sum F = m \cdot a$
3. Umformung $a = \frac{\sum F}{m} \quad \dot{v} = \frac{\sum F}{m}$
4. Implementierung des Modells eingeben in Simulink
5. Numerische Analyse
6. Verifikation des Modells debugging
7. Validierung des Modells beschreibt das Modell die Wirklichkeit?
8. Identifikation des Modells anpassen der Parameter
9. Simulationslauf
10. Interpretation der Ergebnisse

Wo Simulationen? Warum Simulation?

Simulation dann,

... wenn "Neuland beschritten wird".

... wenn die Grenzen analytischer Methoden erreicht sind.

... wenn das Experimentieren am realen Prozess

- nicht Möglich ist.
- zu kostenintensiv ist.
- zu gefährlich ist.

Lineare System

In einem linearen System gilt

... das Verstärkungsprinzip (Bild 4.3).

... das Überlagerungsprinzip (Bild 4.4).

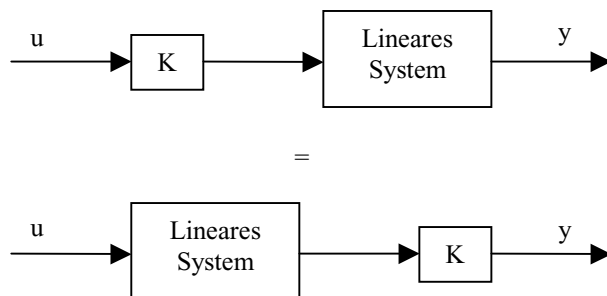


Bild 5.3 Verstärkungsprinzip

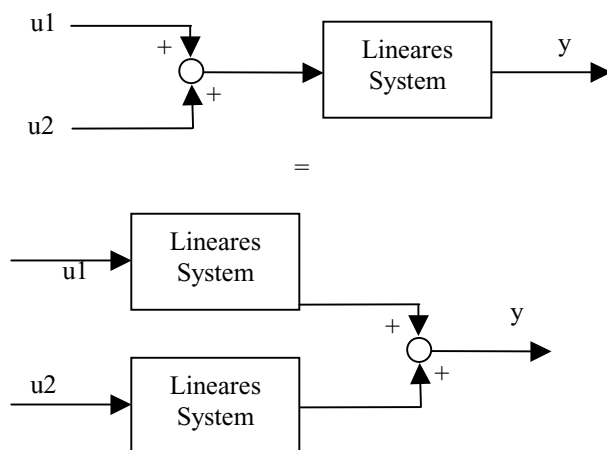


Bild 5.4 Überlagerungsprinzip

Typisch lineare Blöcke

- Integrator
- Verstärker (Konstante)
- Addition
- Totzeit
- Zusammengesetzte Blöcke: $P_{T1}, P_{T2}, PD_T, PID$
- allgemeine Übertragungsfunktion: $F(s) = \frac{N(s)}{D(s)}$
- Zustandsraumdarstellung $\dot{\vec{x}} = A \cdot \vec{x} + B \cdot \vec{u}$

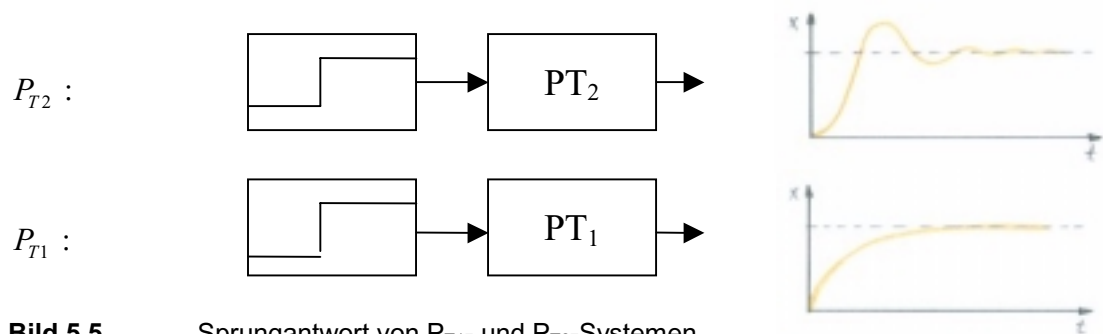
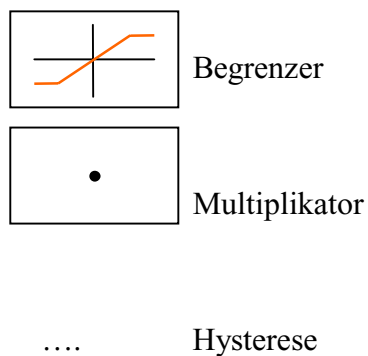


Bild 5.5 Sprungantwort von P_{T1} - und P_{T2} -Systemen

Nichtlineare Systeme

- Es sind solche Systeme für die das Verstärkungsprinzip und das Überlagerungsprinzip nicht gelten.
- Nichtlineare Systeme können in einem "Arbeitspunkt" linearisiert werden und dann mit linearen Methoden weiter untersucht werden. Die Tangente linearisiert das System im Arbeitspunkt x_0 . Die lineare Gleichung gilt nur bei kleineren Abweichungen vom Arbeitspunkt.

Typische nichtlineare Blöcke



Numerische Integration

Die wesentliche Aufgabe der Simulationsprogramme besteht darin, die Differentialgleichungen zu integrieren. Ausgangspunkt ist die Differentialgleichung ersten Ordnung:

$$\dot{y} = f(y, t) \quad \boxed{\text{Anfangswert-Problem}} \quad \dot{y} = \frac{dy}{dt}$$

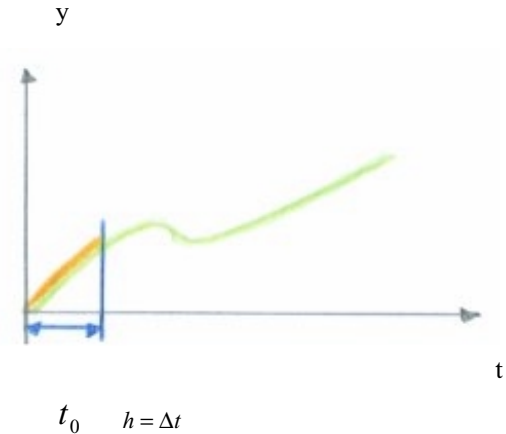
TAYLOR - Reihe:

$$y(t) = y(t_0) + h \cdot \dot{y}(t_0) + \dots \quad \text{Abbruch der TAYLOR Reihe}$$

Berechnungsvorschrift :

$$f(y, t)$$

$$y_{n+1} = y_n + h \cdot f_n \quad \text{EULER Verfahren}$$



Anwendung:

$$y_1 = y_0 + h \cdot f_0 \cdot (y_0, t_0)$$

$$y_2 = y_1 + h \cdot f_1 \cdot (y_1, t_1) \quad \text{mit } t_1 = t_0 + h = t_0 + \Delta t$$

$$y_3 = y_2 + h \cdot f_2 \cdot (y_2, t_2)$$

....

$$y_{n+1} = y_n + h \cdot f_n \cdot (y_n, t_n)$$

Andere Integrationsverfahren

RUNGE - KUTTA

ADAMS – BASHFOTRH

GEAR (für steife Systeme) ...

Überführung einer Differentialgleichung n-ter Ordnung in n Differentialgleichungen erster Ordnung

$$\begin{array}{lcl}
 F = m \cdot a & a = \frac{F}{m} & \dot{v} = \frac{F}{m} \\
 & & \downarrow \text{Integration} \\
 & & v \\
 \dot{x} = v & \rightarrow & x
 \end{array}$$

Variable Schrittweite

Sinnvoll ist es, die Schrittweite der Steigung der Funktion anzupassen. Mit kleiner Schrittweite muss dann nur gearbeitet werden, wenn dies wirklich erforderlich ist. So kann Rechenzeit gespart werden. Um "glatte" Plots zu erhalten, werden von Simulink Zwischenwerte einfach interpoliert.

Steife Systeme

Ein steifes System ist gekennzeichnet durch Teilsysteme mit sehr unterschiedlicher Dynamik (Zeitkonstante)

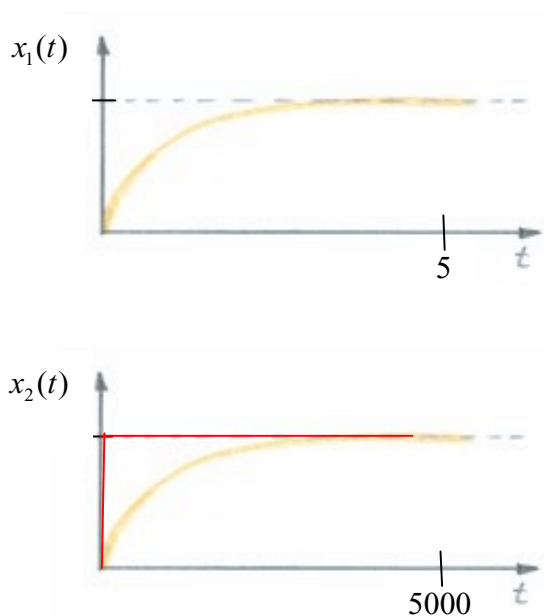
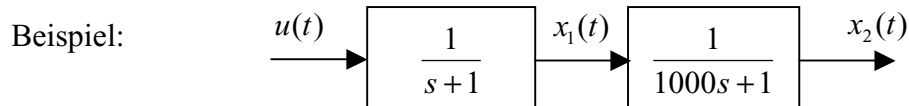


Bild 5.6 Steife Systeme gekennzeichnet durch Teilsysteme mit sehr unterschiedlicher Dynamik

Das erste, sehr schnelle System trägt zur Gesamtdynamik praktisch nichts bei, da sein Ausgang dem Eingang unmittelbar (in wenigen Sekunden) folgt. Die Gesamtantwort wird also fast ausschließlich vom zweiten langsamen System bestimmt. Trotzdem muss die Integrationsschrittweite auf die Zeitkonstante des schnellen Systems abgestimmt werden. Andernfalls würde die Simulation instabil werden. Spezielle Integrationsalgorithmen sind dafür gemacht auch steife Systeme angemessen zu lösen.

Literaturverzeichnis

- ATA 100** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: Manufacturers' Technical Data (ATA Spec 100). Washington : ATA, 1999. – Bezug: ATA (<http://www.airlines.org>)
- ATA 2200** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: Information Standards for Aviation Maintenance (ATA iSpec 2200). Washington : ATA, 2001
- ACJ-25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 2, Acceptable Means of Compliance and Interpretations (ACJ). – Bezug: JAA (see: <http://www.jaa.nl>)
- AC25.1309-AI** FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, DEPARTMENT OF TRANSPORTATION: AC25.1309-AI – System Design and Analysis, 1988. – Bezug online von: <http://www.faa.gov>
- AMJ-25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 3, Advisory Material Joint (AMJ). – Bezug über: JAA (see: <http://www.jaa.nl>)
- AP 2616** AIRBUS INDUSTRIE: *Safety and Reliability Handbook*. Issue A, 1999
- ARP 4761** SAE: Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1996 (ARP 4761) . – Bezug: SAE (<http://www.sae.org>)
- Bruns 1991** BRUNS, Michael: *Systemtechnik : Methoden zur interdisziplinären Systementwicklung*. Berlin : Springer, 1991
- Burghardt 1988** BURGHARDT, Manfred: *Projektmanagement : Leitfaden für die Planung, Überwachung und Steuerung von Entwicklungsprojekten*. Berlin : Siemens, 1988
- Davidson 1988** DAVIDSON, John: *The Reliability of Mechanical Systems*. London : Mechanical Engineering Publications, 1988
- DIN 19226 1994** Norm DIN 19226 Teil 1 Februar 1994. *Leittechnik; Regelungstechnik und Steuerungstechnik; Allgemeine Grundbegriffe*

FAR Part 25	FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, DEPARTMENT OF TRANSPORTATION: Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. – Bezug online von: http://www.faa.gov
JAR-25	JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 1, Requirements. – Bezug online von: http://www.jaa.nl
MIL-HDBK-217	ROME AIR DEVELOPMENT CENTER: Reliability Prediction for Electronic Systems. 1985 (ADA 163900). – Bezug über: National Technical Information Service (http://www.ntis.gov)
O'Connor 1991	O'CONNOR, Patrick D.T.: <i>Practical Reliability Engineering</i> . Chichester : John Wiley, 1991
Raymer 1992	RAYMER, Daniel P.: <i>Aircraft Design: A Conceptual Approach</i> . Washington D.C. : AIAA, 1992 (AIAA Education Series)
Rome 1985	ROME AIR DEVELOPMENT CENTER; HUGHES AIRCRAFT COMPANY: Nonelectronic Reliability Notebook, Revision B. 1985 (ADA 163900). – Bezug über: National Technical Information Service (http://www.ntis.gov)
RTCA/DO-160D	RADIO TECHNICAL COMMISSION FOR AERONAUTICS: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. Washington : RTCA, 2001 (RTCA/DO-160D Change 2). – RTCA, Inc., 1140 Connecticut Avenue, N. W., Suite 1020, Washington, D. C. 20036 (http://www.rtca.org). Bezug ebenso über: National Technical Information Service (http://www.ntis.gov)
Scholz 1998	SCHOLZ, Dieter: DOCsys - A Method to Evaluate Aircraft Systems . In: SCHMITT, Dieter (Ed.): <i>Bewertung von Flugzeugen (Workshop: DGLR Fachausschuß S2 - Luftfahrtsysteme, München, 26./27. October 1998)</i> . Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1998. – Bezug: http://paper.ProfScholz.de



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Mechanische Kabinensysteme

Klimaanlagen (ATA 21)

Feuerschutzanlagen (ATA 26)

Sauerstoffanlagen (ATA 35)

Pneumatikanlagen und Kabinendruckregelanlagen
(ATA 36 und ATA 21)



ATA 21

Klimaanlagen

Air Conditioning

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimaanlage

Nach DIN 1946 ist eine Klimaanlage eine sog. **lüftungstechnische Anlage**, die es ermöglicht, in einem oder mehreren Räumen einen gewünschten Luftzustand, **unabhängig von den Außenbedingungen**, aufrecht zu erhalten

Der Luftzustand ist dabei gekennzeichnet durch

- **Temperatur**
- **Bewegung (Luftaustausch)**
- **Reinheit**
- **Feuchtigkeit**

Klimatisierung im Flugzeug

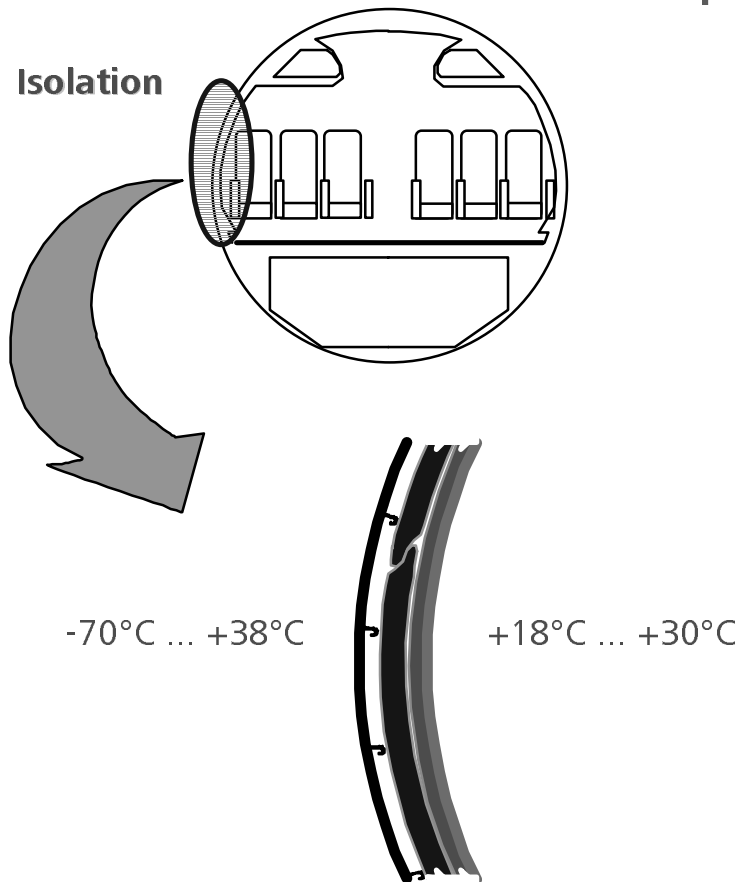


Für den Betrieb von Klimaanlage in Flugzeugen kommt erschwerend hinzu, dass die äußeren Gegebenheiten sowohl am Boden (extrem heiße, feuchte und kalte Gebiete) als auch in großen Flughöhen (niedriger Luftdruck mit extremer Kälte) sehr unterschiedlich sind.

Über den Luftzustand in Verkehrsflugzeugen (Temperatur, Luftbewegung, Reinheit, Feuchtigkeit und Druck), der von einer Klimaanlage und einer Druckregelanlage erzeugt wird, lässt sich folgendes sagen

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug Temperatur und Reinheit



Temperatur

Die Klimaanlage soll eine individuelle Raumtemperatur – unabhängig von äußeren Einflüssen – herstellen.

Dabei soll die Frischluft aus den speziellen Düsen über den Sitzen geringfügig kühler sein als die Zuluft zur Kabine.

Reinheit

Die Reinheit der Luft soll sehr hohen Ansprüchen genügen, da schon geringste Beimischungen von Öl zu Unwohlsein führen.

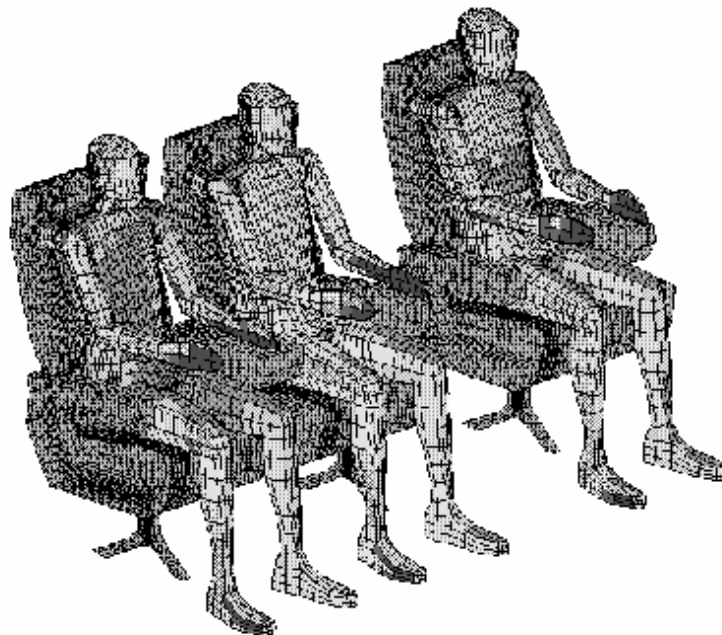
Klimatisierung im Flugzeug Temperatur/Isolation



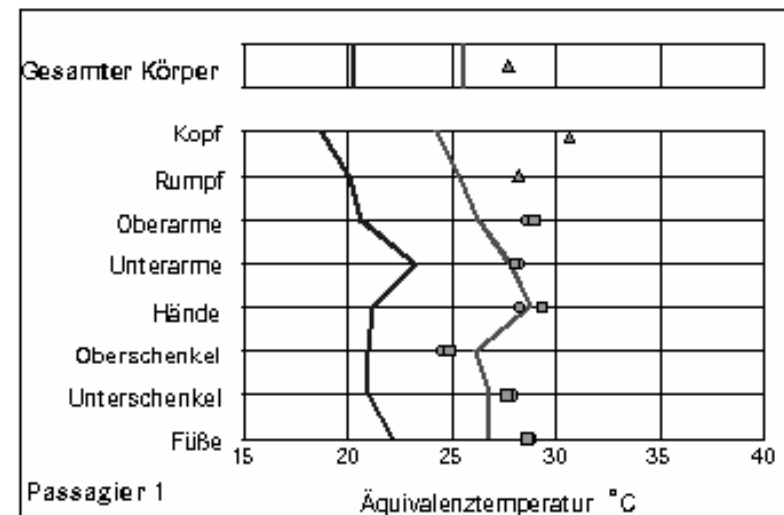
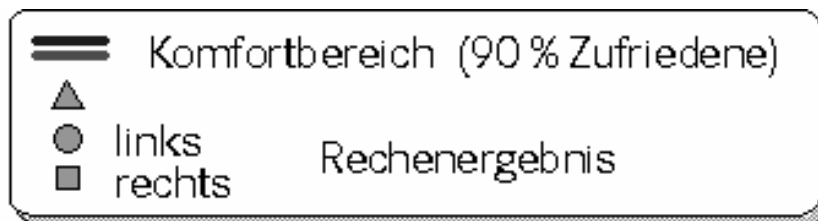
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

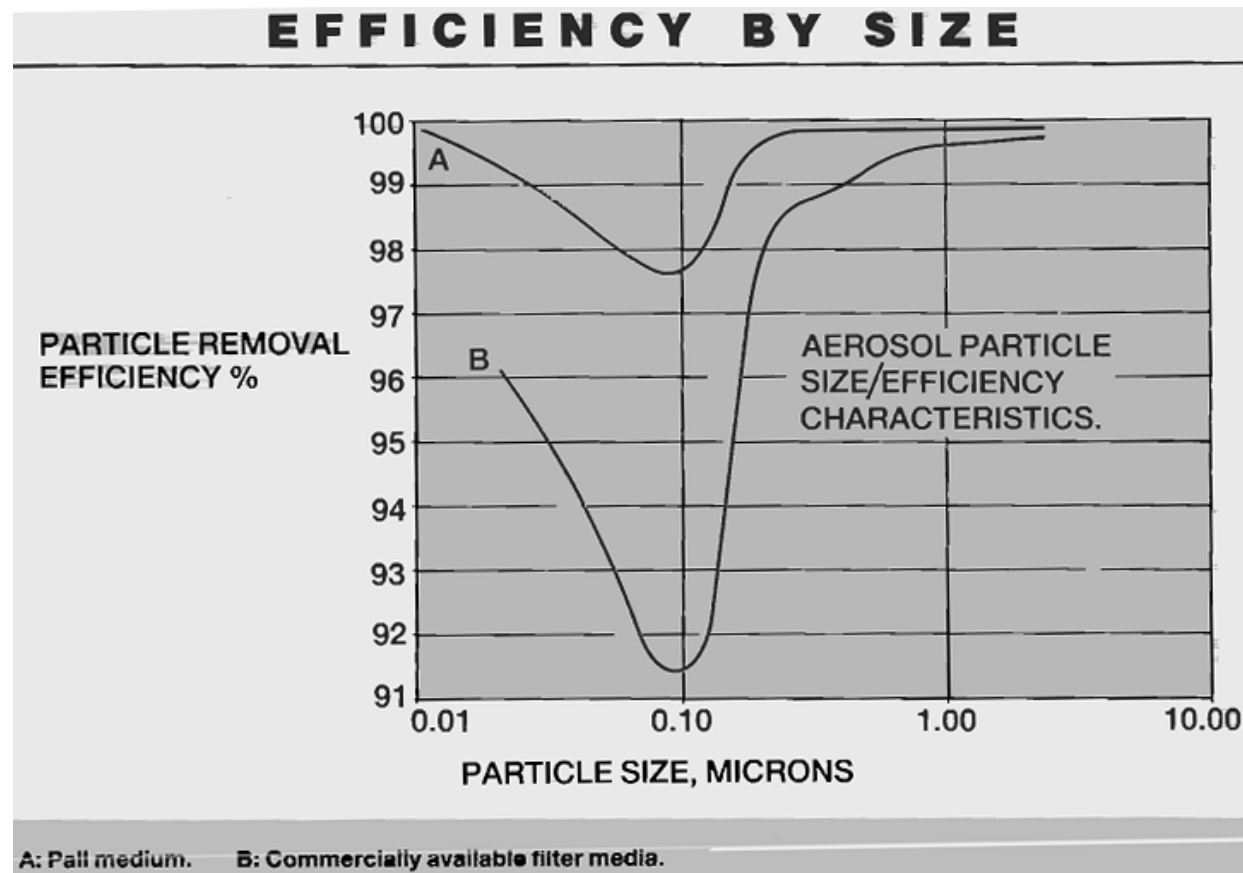
Temperatur



Wärmestrom-Verteilung an den Passagieren



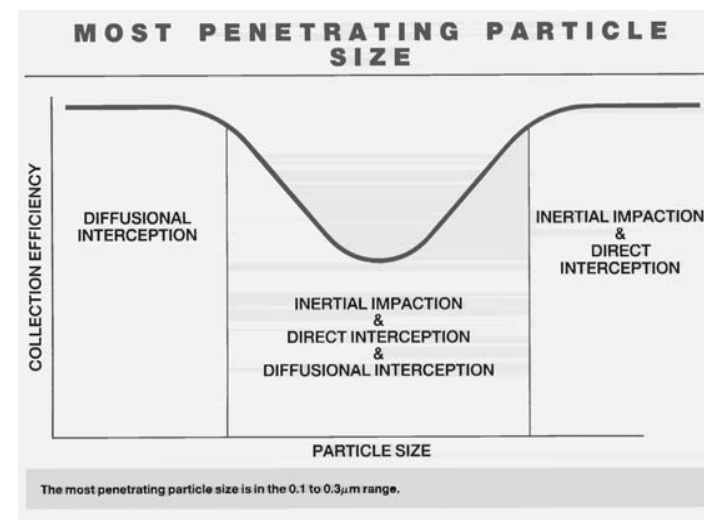
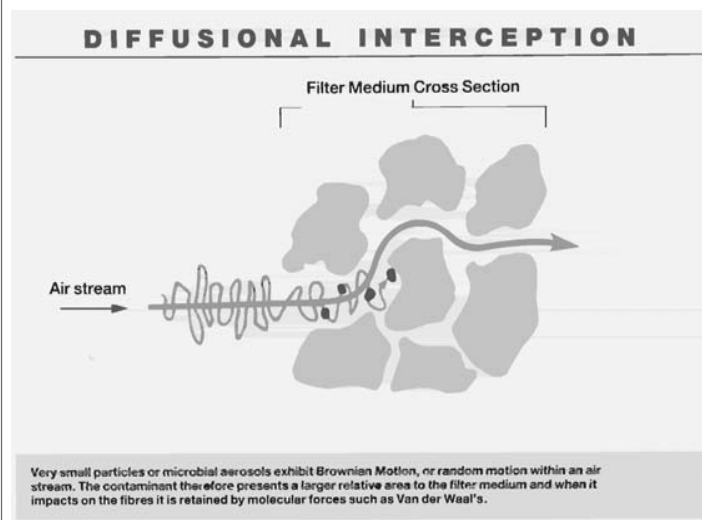
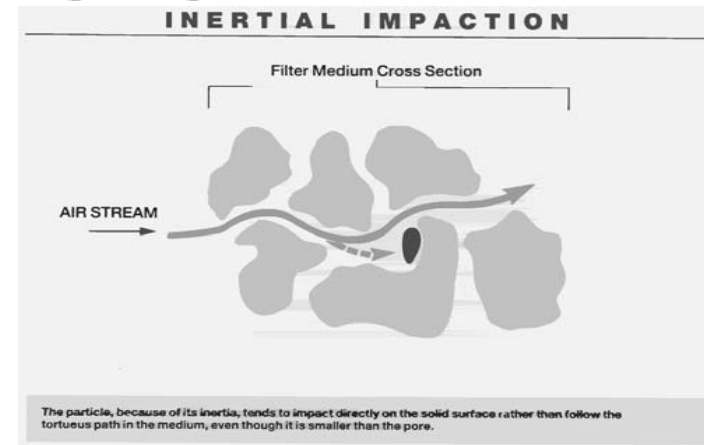
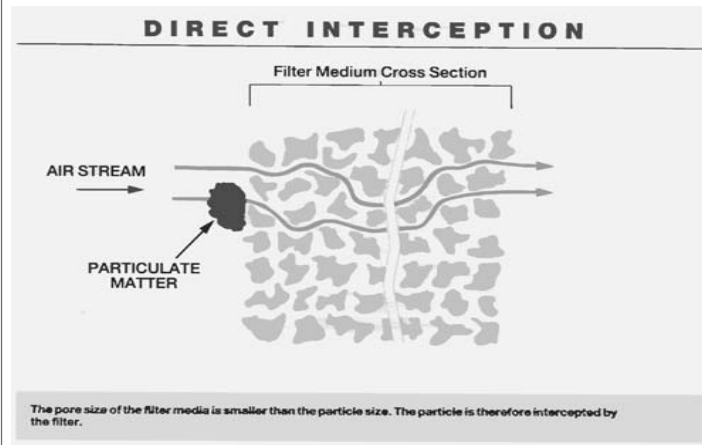
Klimatisierung im Flugzeug Reinheit



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Reinheit

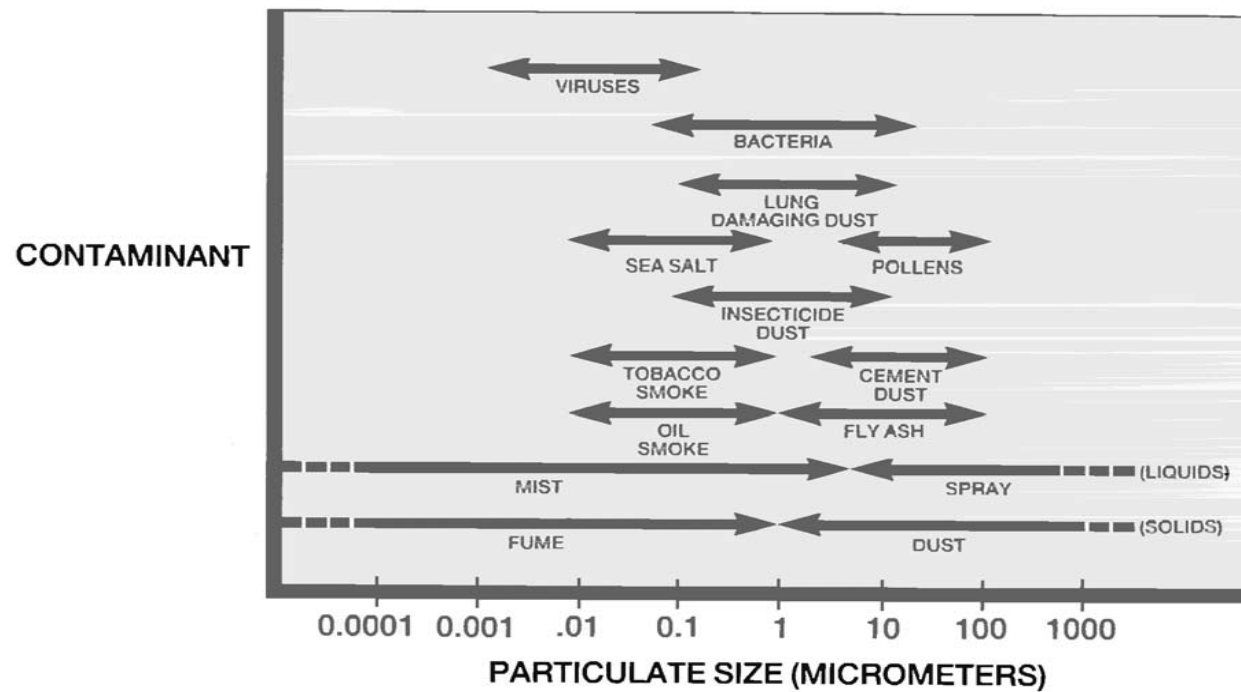


Proj. Dr.-Ing. Willy J.G. Brauning



Klimatisierung im Flugzeug Reinheit

PARTICLE SIZE RANGES

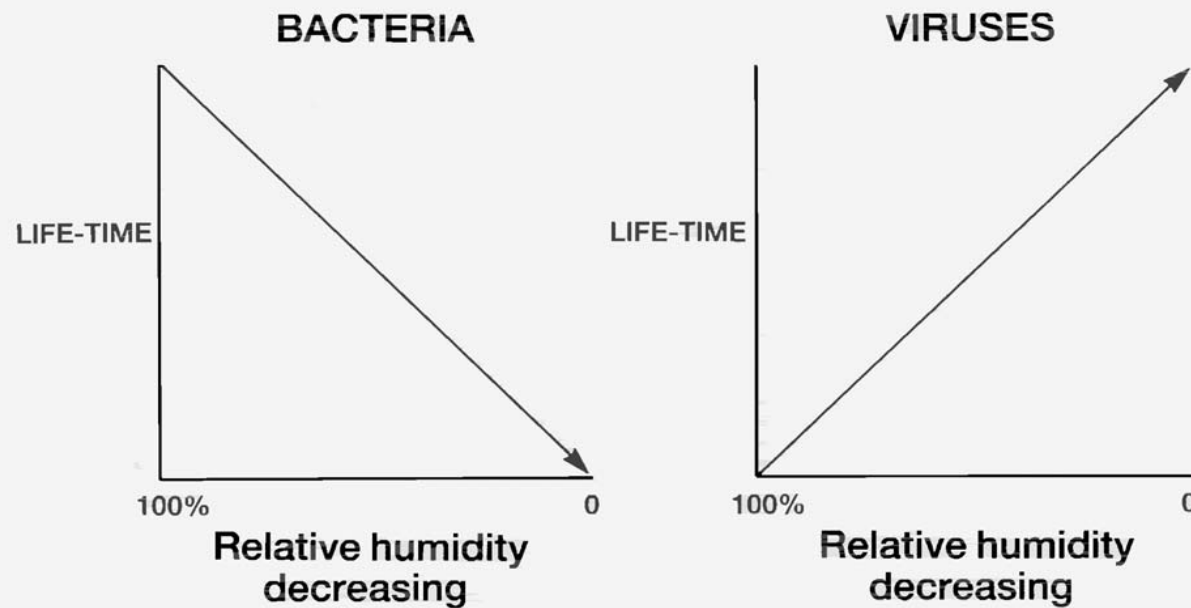


The range of particle sizes which cabin air filters should be capable of removing.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Brauning

Klimatisierung im Flugzeug Reinheit

LIFE-TIME VS RELATIVE HUMIDITY



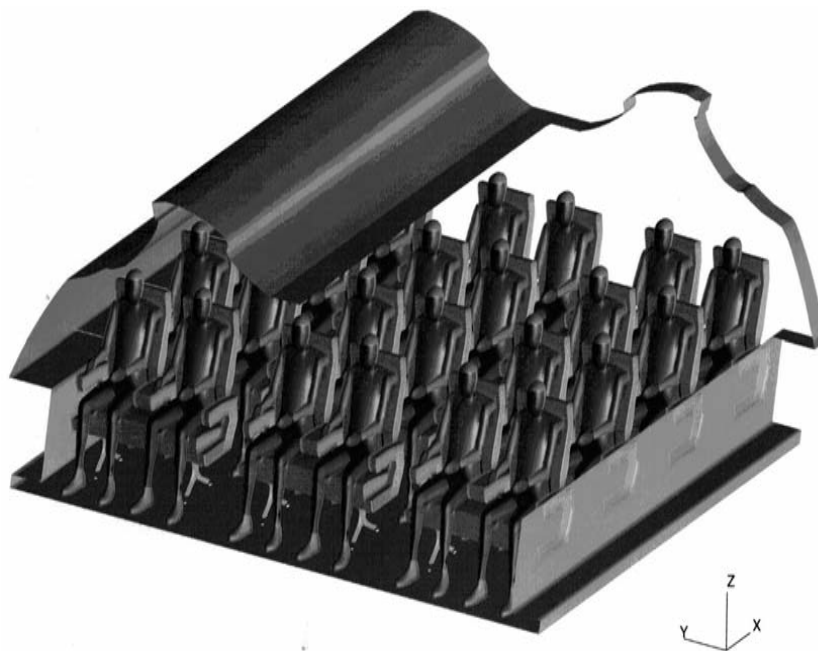
Humid conditions favour bacterial growth. This is why humid ducts and liquid water are potential sources of bacteria. Dry conditions favour viruses so infectious disease-carrying viruses remain viable in the air.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Brauning



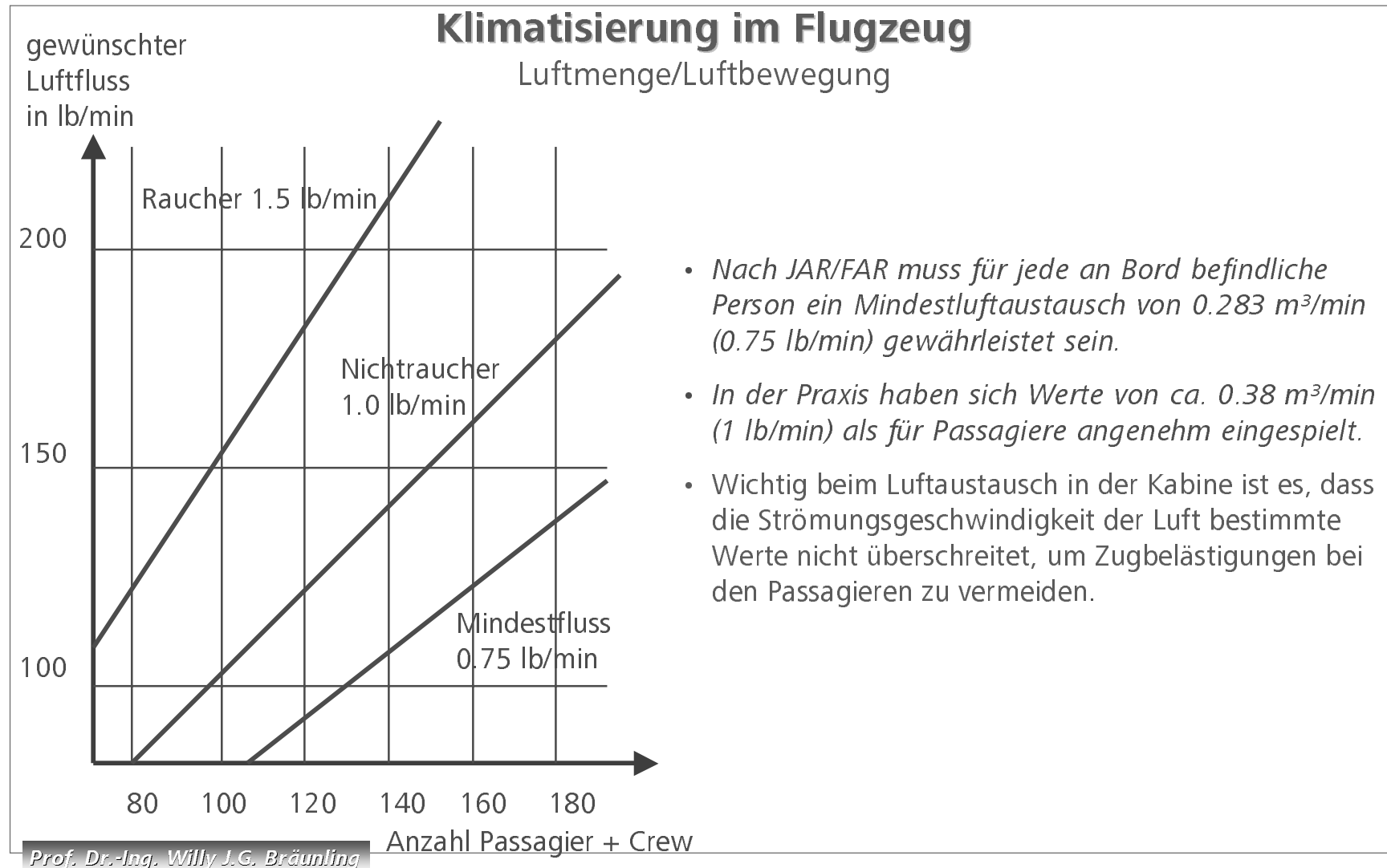
Klimatisierung im Flugzeug

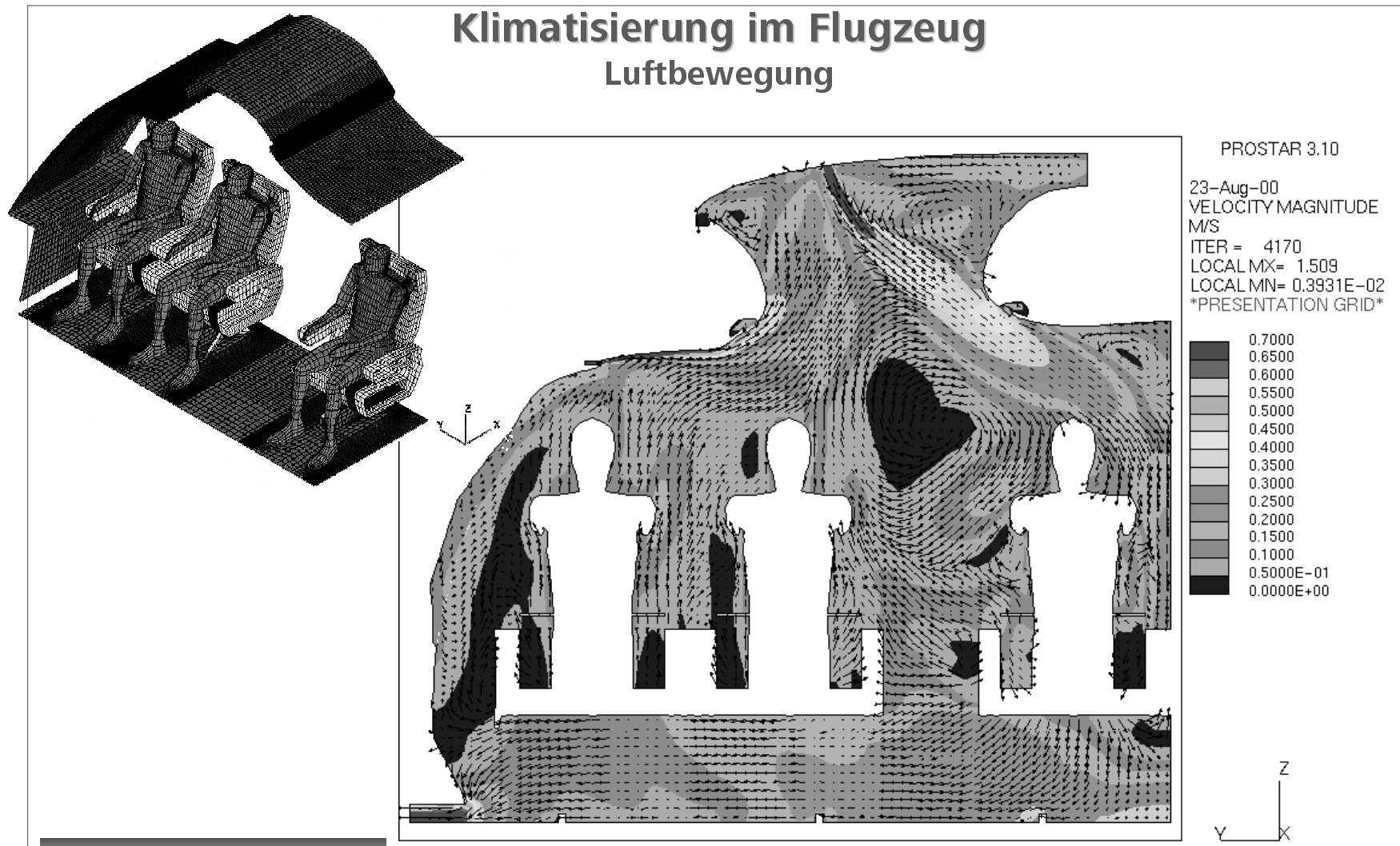
Vorschriften/Luftmenge



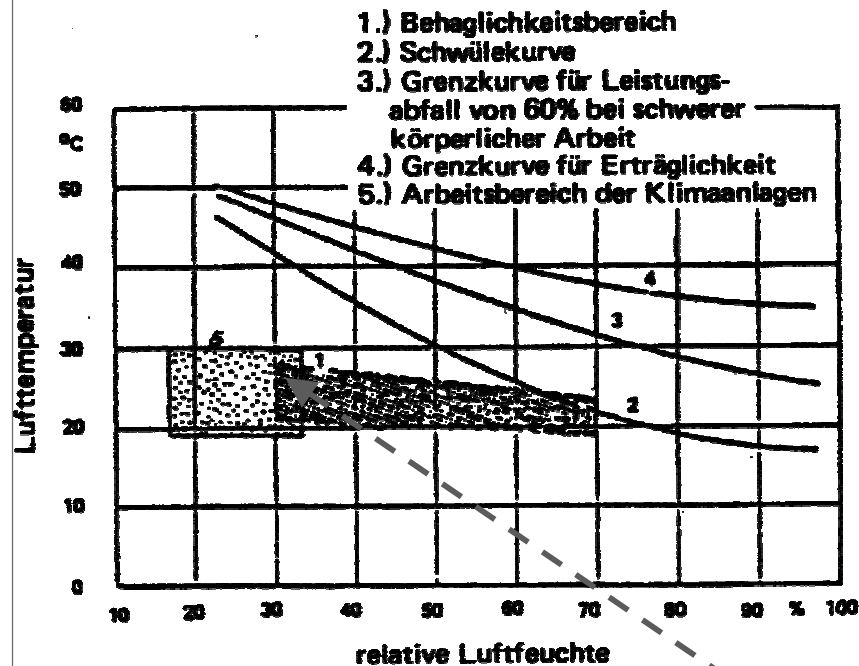
- Nach JAR/FAR § 25.831 muss für jede an Bord befindliche Person ein Mindestluftaustausch von $0.283 \text{ m}^3/\text{min}$ ($0.75 \text{ lb}/\text{min}$ bzw. $10 \text{ ft}^3/\text{min}$) gewährleistet sein. In der Praxis haben sich Werte von ca. $0.38 \text{ m}^3/\text{min}$ ($1 \text{ lb}/\text{min}$) als für Passagiere angenehm eingestellt.
- Im Falle eines Schadens an der Klimatisierung, der länger als 5 Minuten andauert, müssen pro Person an Bord immer noch $0.4 \text{ lb}/\text{min}$ garantiert werden können.
- Es dürfen nicht mehr als 0.005% Kohlenmonoxid (CO) in der Luft enthalten sein
- Es dürfen nicht mehr als 3% Kohlendioxid (CO_2) in der Luft enthalten sein. Zukünftig sind sogar 0.5% geplant.
- Nach JAR/FAR § 25.832 dürfen nie mehr als 0.25 ppm Ozon in der Luft enthalten sein. Bei einer Flugzeit von mehr als 3 Stunden reduziert sich dieser Wert auf 0.1 ppm

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling





Klimatisierung im Flugzeug Feuchtigkeit/Behaglichkeit



- Eine **Befeuchtung** der Luft ist bisher in Klimaanlage von Flugzeugen nicht vorgesehen.
- Eine Befeuchtung der Luft wäre technisch möglich, wird aber z.T.:
 - als unwirtschaftlich angesehen, da in Tanks größere Wassermengen mitzunehmen wären
 - als nicht erstrebenswert angesehen, da eine erhöhte Kondenswasserbildung nachteilig für die Flugzeugstruktur sein könnte, wo sich dieses Wasser absetzt.
- Auf Langstreckenflügen geht die relative Feuchtigkeit in einer Flugzeugkabine auf 20 bis 30% zurück, da in den Klimapacks die Feuchtigkeit beim Abkühlen ausgeschieden wird.

- In Flugzeugkabinen lässt sich das, was man unter **BEHAGLICHKEIT** versteht, am ehesten über die Temperatur bereitstellen.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

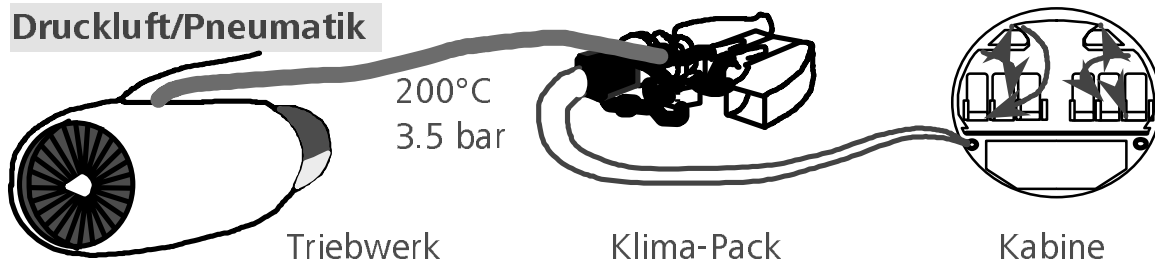
Wünsche – Vorstellungen – Tendenzen

- Von Seiten der Passagiere werden folgende Wünsche gestellt
 - gleichmäßigere Temperaturverteilung
 - kein Zug und keine Strahlung durch warme Bordgeräte und/oder Fenster
 - höhere Feuchtigkeit
 - mehr Behaglichkeit (Komfort)
- Fluggesellschaften möchten unter dem Gesichtspunkt geringer Fertigungs- und Betriebskosten:
 - geringeren Druck und geringeren Volumenstrom bei der Zapfluft (wirtschaftlichere Triebwerke)
 - geringere Wartungskosten
 - geringere Entwicklungs- und Produktionskosten beim Flugzeug

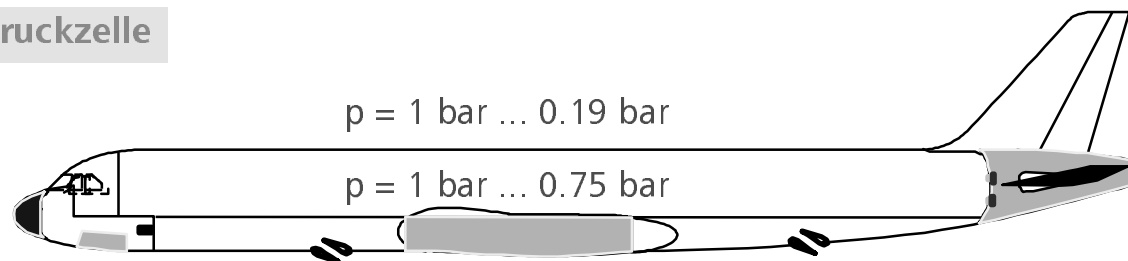


Klimatisierung im Flugzeug ein Zusammenwirken verschiedener Baugruppen

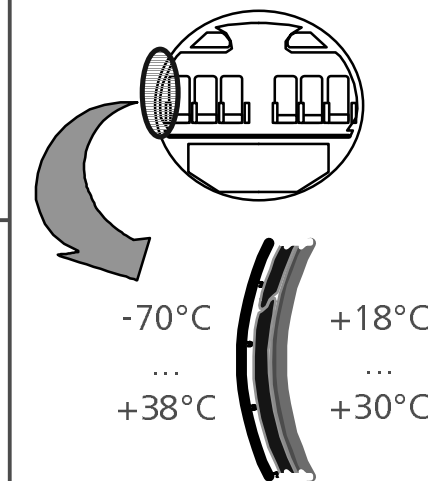
Druckluft/Pneumatik



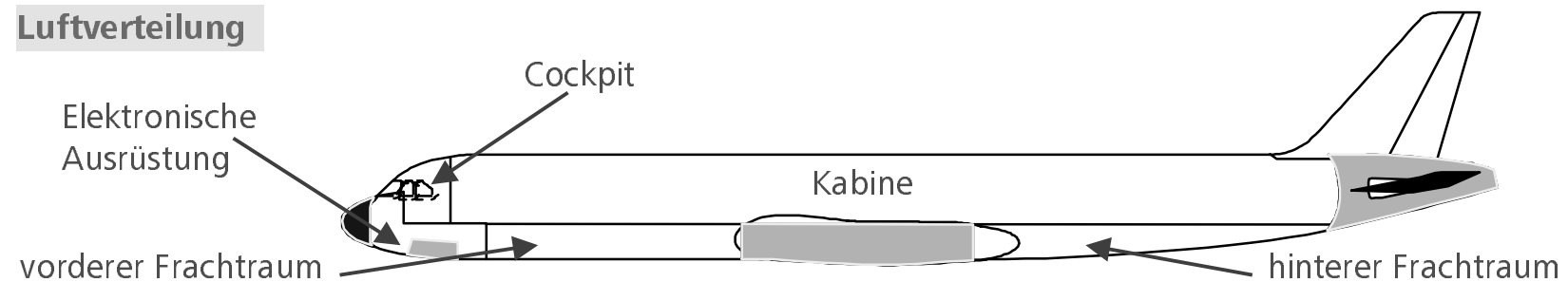
Druckzelle



Isolierung



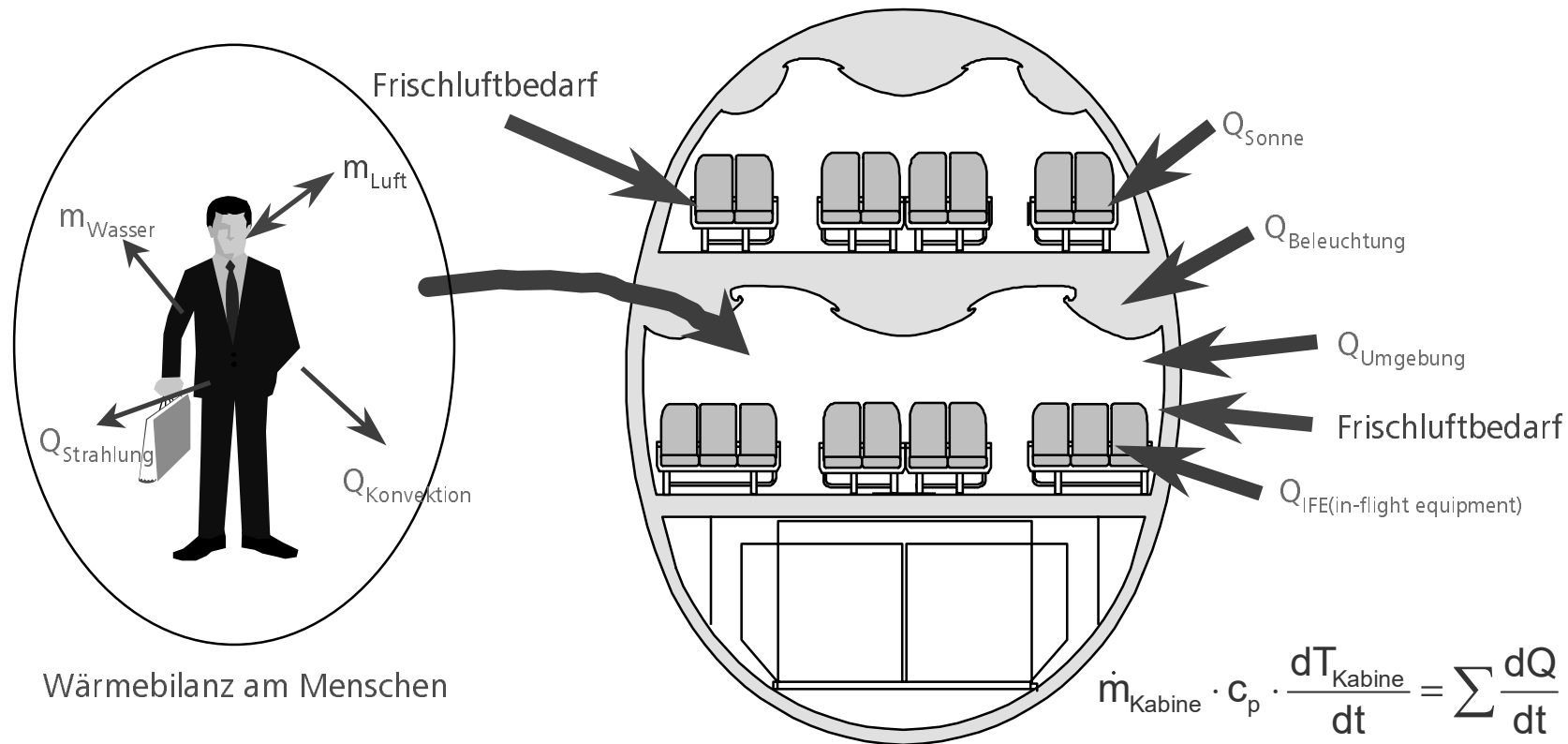
Luftverteilung



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

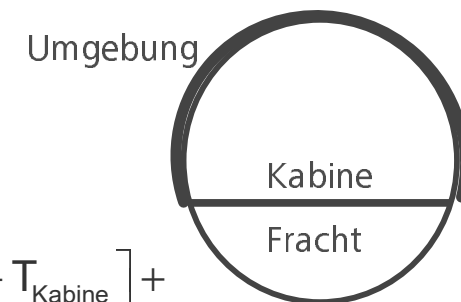


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Wärmebilanz für die Kabine

$$\begin{aligned} \dot{m}_{\text{Kabine}} \cdot c_p \cdot \frac{dT_{\text{Kabine}}}{dt} &= \sum \frac{dQ}{dt} = \\ &= (\alpha \cdot A)_{\text{Kabine/Umgebung}} \cdot [T_{\text{Umgebung}} - T_{\text{Kabine}}] + \\ &+ (\alpha \cdot A)_{\text{Kabine/Fracht}} \cdot [T_{\text{Fracht}} - T_{\text{Kabine}}] + \\ &+ \dot{Q}_{\text{Sonne}} + \dot{Q}_{\text{elektr. Ausr., stung}} + \dot{Q}_{\text{biologisch}} + \\ &+ c_p \cdot [(\dot{m} \cdot T)_{\text{Klimaluft EIN}} - (\dot{m} \cdot T)_{\text{Klimaluft AUS}}] \end{aligned}$$



mit $\dot{Q} = \alpha \cdot A \cdot (T_{\text{aussen}} - T_{\text{innen}})$ Newtonsches Gesetz für den Wärmeübergang

α = Wärmeübergangskoeffizient

c_p = spez. Wärmekapazität

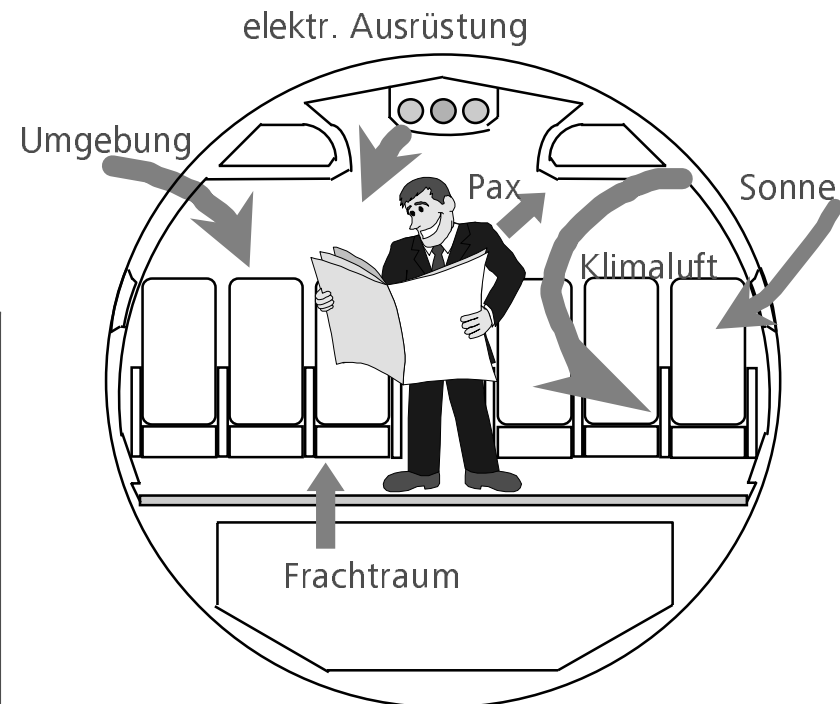
Klimatisierung im Flugzeug

Wärmebilanz für die Kabine

Numerisches Beispiel

Beispielfall	cruise	ground/hot
Passagieranzahl	341	341
T_{Kabine}	22 °C	27 °C
T_{Umgebung}	-50 °C	+38 °C
$T_{\text{Außenhaut}}$	-30 °C	+38 °C
Umgeb. → Kabine	-24 600 W	+9 500 W
Fracht → Kabine	-3 900 W	+900 W
Sonne	+8 800 W	+7 200 W
elektr. Ausrüstung	+13 000 W	+10 000 W
Passagiere	+25 400 W	+22 000 W
klimateisierte Luft	-18 700 W	-49 600 W

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



- Die Wärmebilanz am Boden (*ground*) und während des Reisefluges (*cruise*) ergibt deutlich voneinander abweichende Ergebnisse.
- Praktisch muss aber – speziell in Großraumflugzeugen – immer Wärme aus der Kabine abgegeben werden → KÜHLUNG



Klimatisierung im Flugzeug

Behaglichkeit (Komfort) bedeutet im Flugzeug im Wesentlichen Temperatur!

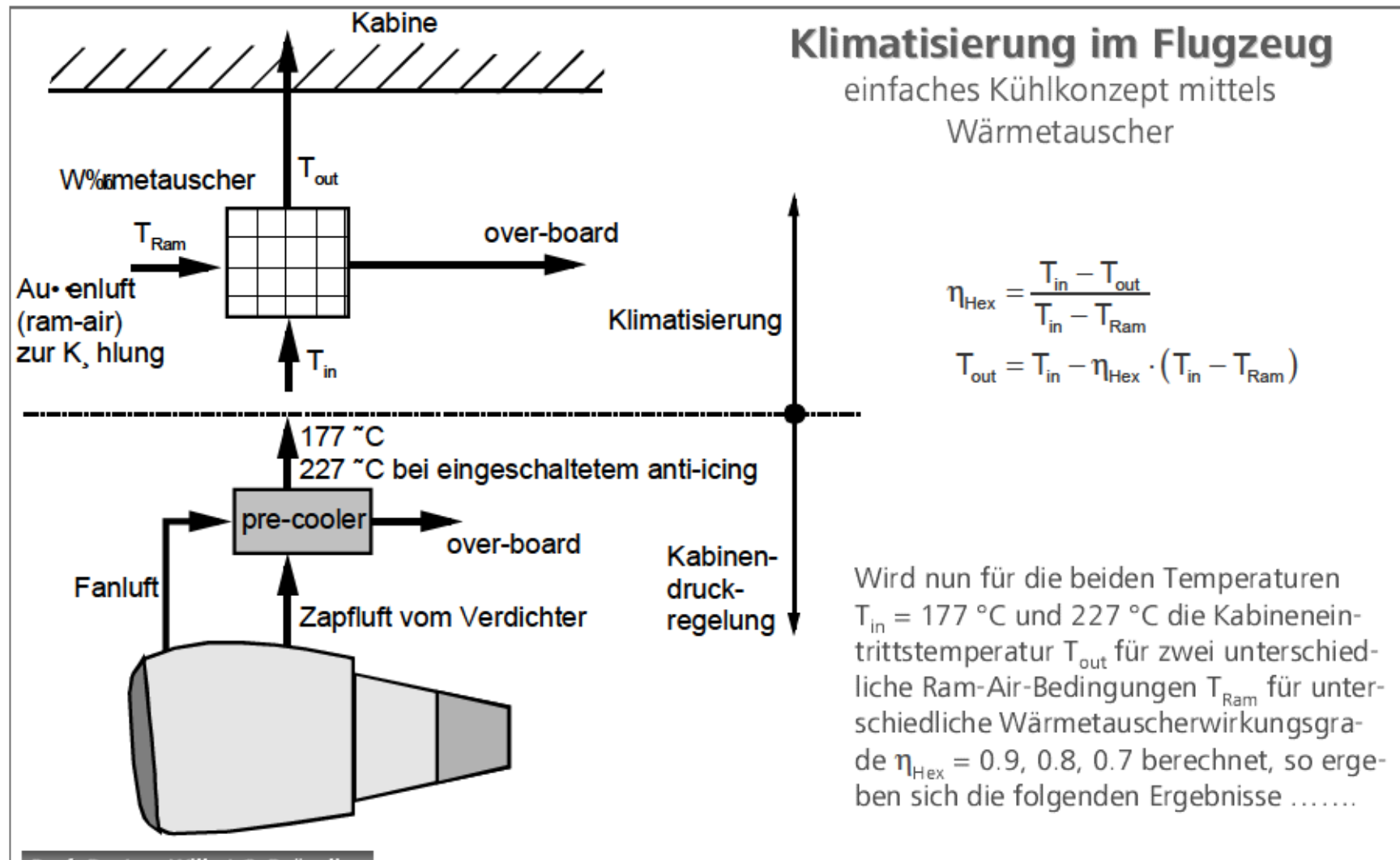
- Zu diesem Zweck müssen Einzelanlagen für **Kühlung, Heizung und Belüftung** vorhanden sein, da sich die Luft in der Kabine durch verschiedene Einflüsse verändern kann:
 - sinkende Luftqualität mit steigender Passagierzahl
 - verschieden dichte Bestuhlung in den unterschiedlichen Klassen
 - Abkühlung der Flugzeugzelle in großer Flughöhe
 - Aufheizung der Flugzeugzelle am Boden auf heißen Flugplätzen



Klimatisierung im Flugzeug

Behaglichkeit (Komfort) bedeutet im Flugzeug im Wesentlichen Temperatur!

- Die von den Triebwerken kommende Luft enthält beachtliche, nicht vermeidbare Wärmemengen (180 °C bis 230 °C bzw. 453 K bis 503 K), so dass eine Temperaturregelung vor allem ein Problem der Abfuhr von übermäßiger Wärme aus der Triebwerkszapfluft ist.
- Mit zunehmender Flughöhe (kältere Umgebung) geht der erforderliche Wärmeabbau jedoch immer weiter zurück, so dass es u.U. (kleinere Flugzeuge, wenig Passagiere, elektrische Ausrüstung) sogar zum Einsatz verschiedener Möglichkeiten einer Lufterwärmung kommt.
- Bei der Beschreibung einer Flugzeugklimaanlage unterscheidet man deswegen nach: Kühlung, Heizung, Luftverteilung und Temperaturregelung.
- Bei der Kühlung unterscheidet man im Wesentlichen zwischen
 - Verdampferkühlung („Kühlschrankprinzip“, nur in kleiner Flugzeugen – wie z.B. bei Biz-Jets – üblich)
 - der **Expansionskühlung** (das gängige Kühlprinzip in allen größeren Verkehrsflugzeugen)





Klimatisierung im Flugzeug

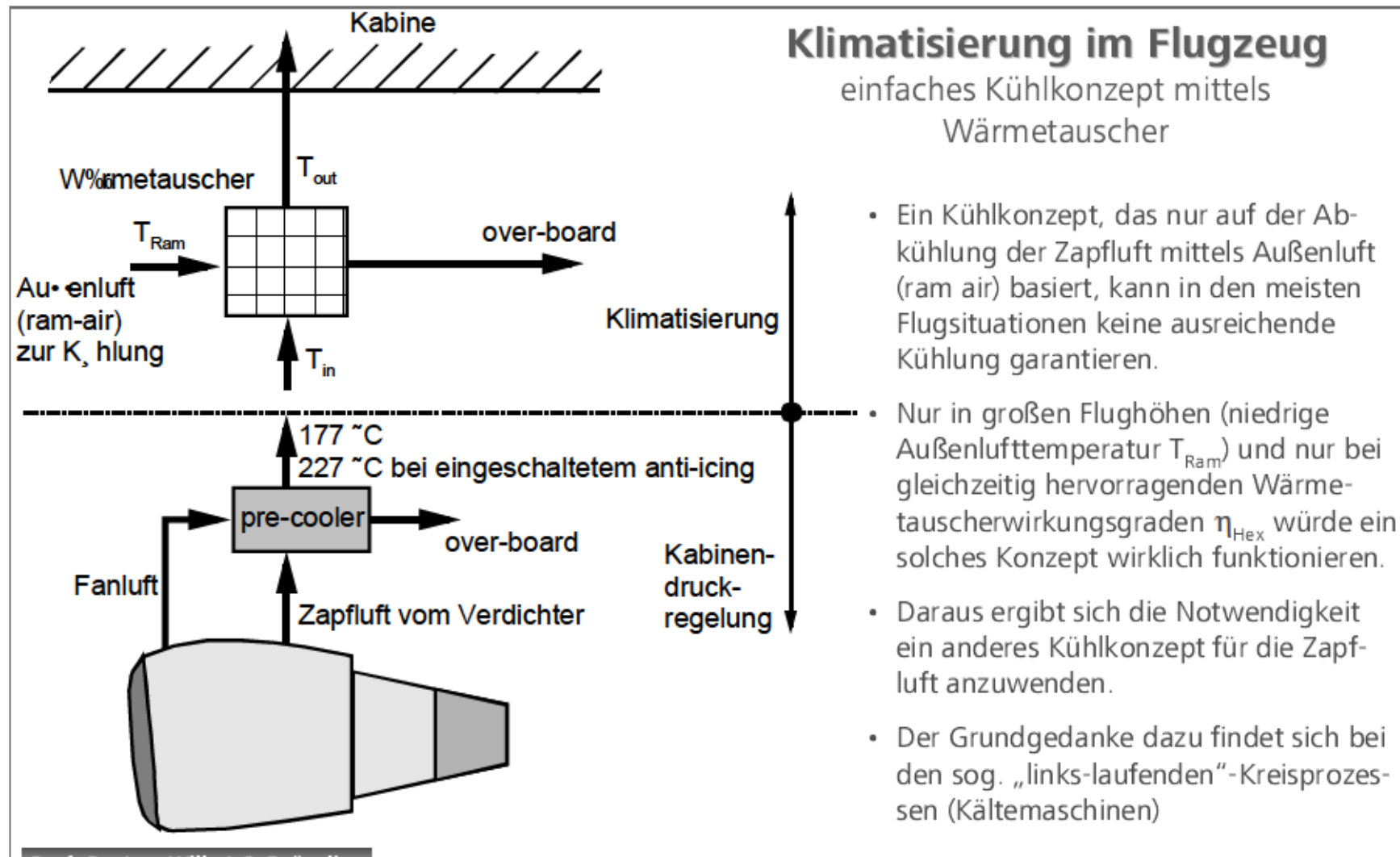
einfaches Kühlkonzept mittels
 Wärmetauscher

$$\eta_{\text{Hex}} = \frac{T_{\text{in}} - T_{\text{out}}}{T_{\text{in}} - T_{\text{Ram}}}$$

$$T_{\text{out}} = T_{\text{in}} - \eta_{\text{Hex}} \cdot (T_{\text{in}} - T_{\text{Ram}})$$

$T_{\text{in}} = 177 \text{ }^{\circ}\text{C}$				$T_{\text{in}} = 227 \text{ }^{\circ}\text{C}$			
	η_{Hex}				η_{Hex}		
	0.9	0.8	0.7		0.9	0.8	0.7
T_{Ram}	T_{out}	T_{out}	T_{out}	T_{Ram}	T_{out}	T_{out}	T_{out}
+40 °C	54 °C	67 °C	81 °C	+40 °C	59 °C	77 °C	96 °C
+20 °C	36 °C	51 °C	67 °C	+20 °C	41 °C	61 °C	82 °C
0 °C	18 °C	35 °C	53 °C	0 °C	23 °C	45 °C	68 °C
-20 °C	0 °C	19 °C	39 °C	-20 °C	5 °C	29 °C	54 °C
-40 °C	-18 °C	3 °C	25 °C	-40 °C	-13 °C	13 °C	40 °C

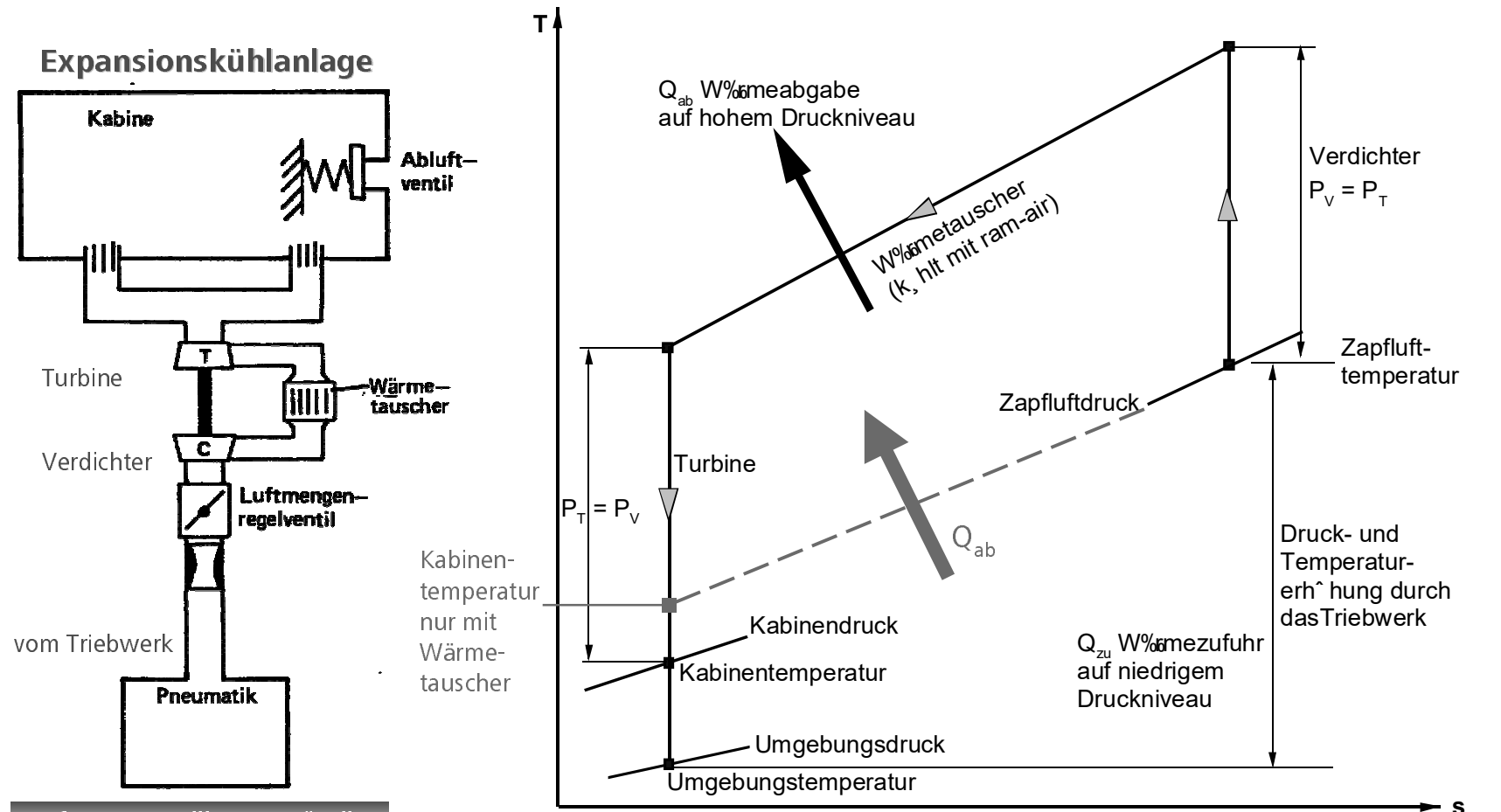
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

der links-laufende Joule-Prozess (Kaltluft-Kälteprozess)

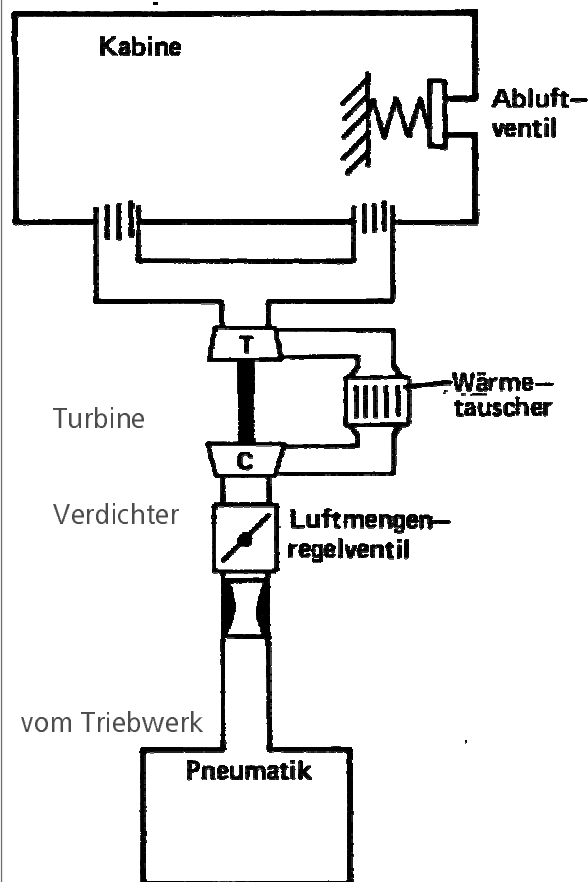


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Expansionskühlanlage



- Die Kühlwirkung der Turbine ist umso wirkungsvoller, je höher der Druck der ihr zugeführten Luft ist (Prinzip der Kälteprozesse: Wärmeabfuhr auf möglichst hohem Druckniveau).
- Der Temperaturabbau in der Turbine wird in Bewegungsenergie (Turbinenleistung P_T) gewandelt, die zum Antrieb des Verdichters genutzt wird: $P_T = P_V$. Verdichter und Turbine sitzen dazu auf einer gemeinsamen Welle.

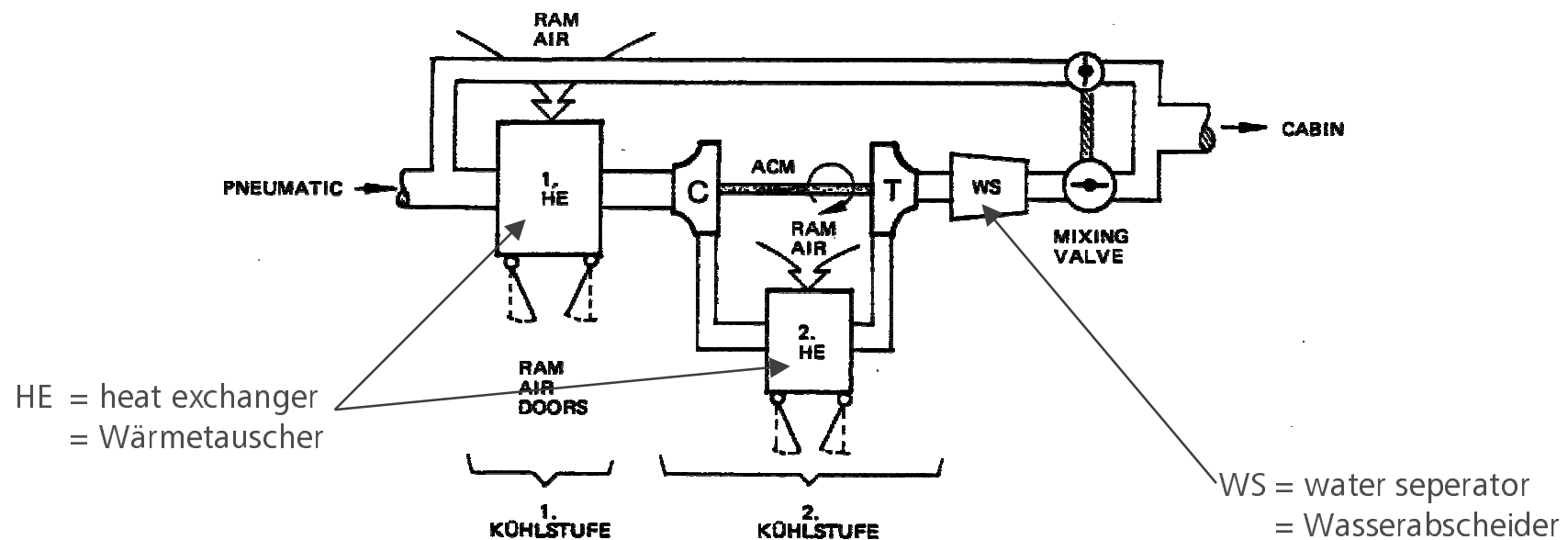
$$P_T = P_V = \dot{m} \cdot c_p \cdot \Delta T \quad \text{adiabat und reibungsfrei}$$

- Dieses Expansionsprinzip (*bootstrap air cycle system*) funktioniert nur dann (und funktioniert umso besser), wenn zwischen Kompressor und Turbine ein effektiver Wärmetauscher angeordnet ist, der die vom Kompressor kommende Luft abkühlt.
- Die Kühlluft ist Stauluft (*ram air*), die von der Atmosphäre kommt. Am Boden versorgt ein Gebläse den Wärmetauscher mit Außenluft.
- Die gesamte Kühlanlage nennt man *air conditioning unit* oder kurz einfach nur **PACK**.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

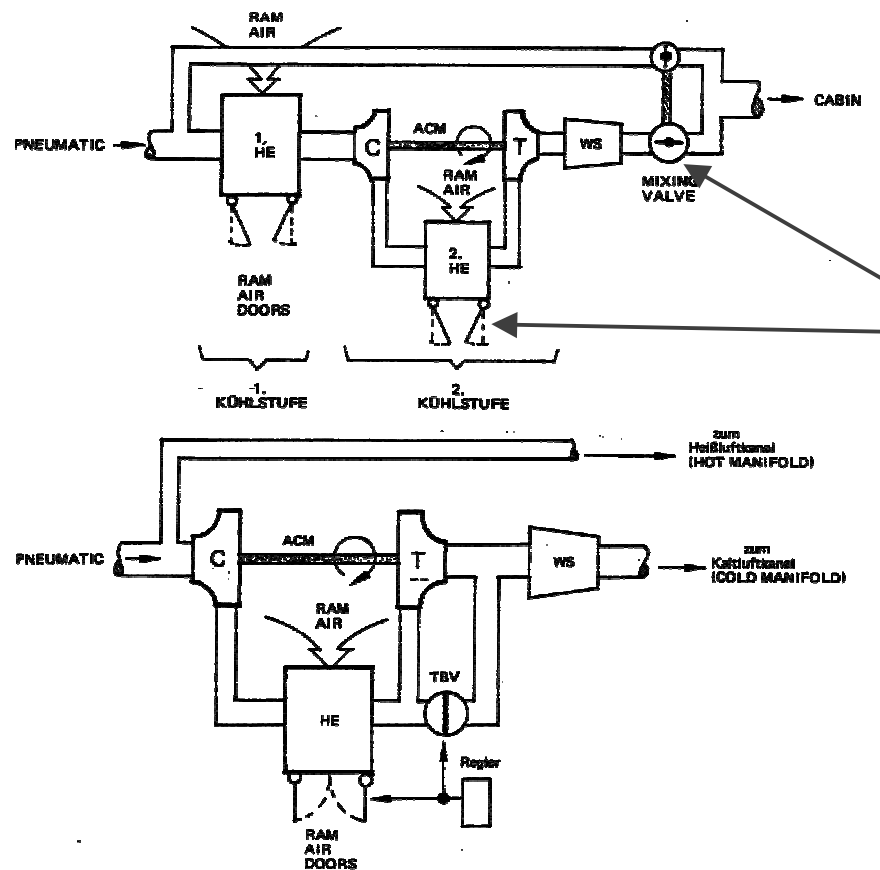
Expansionskühlanlage



- Die Luftkühlung erfolgt praktisch immer in zwei Kühlstufen:
 - 1. Stufe: Wärmetauscher zum Vorkühlen der Luft
 - 2. Stufe: Kompressor/Wärmetauscher/Turbine zum weiteren Abkühlen (diesen Teil nennt man ACM = Air Cycle Machine)

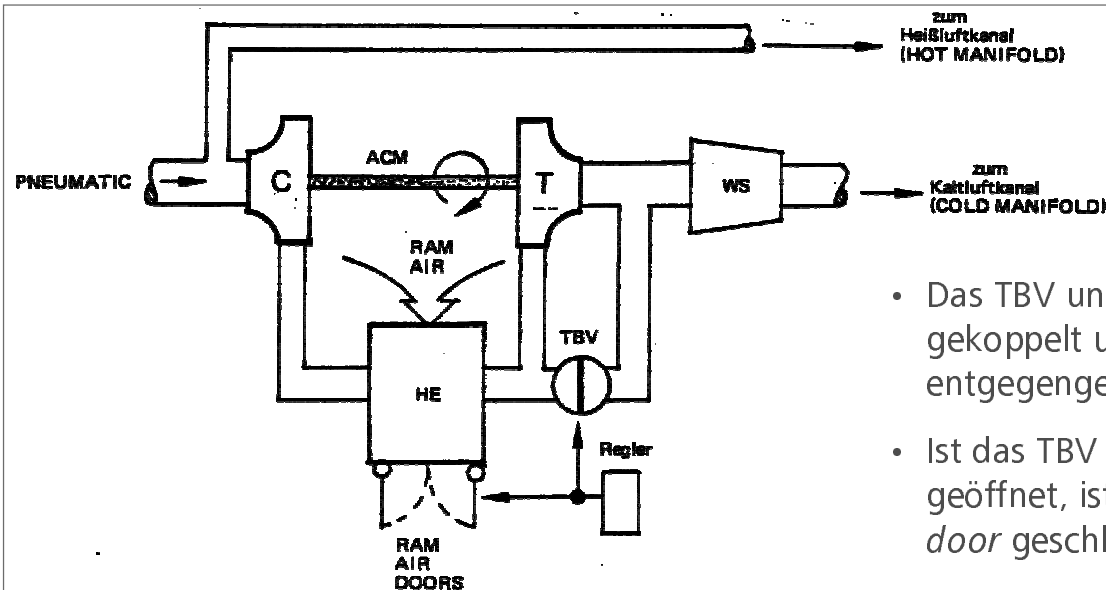
Klimatisierung im Flugzeug

Expansionskühlanlage



- Als Kühlmittel für die Wärmetauscher wird im Fluge Stauluft (*ram air*) verwendet, am Boden wird über ein Gebläse Atmosphärenluft angesaugt.
- Bei den meisten Anlagen sind sowohl die erste als auch die zweite Kühlstufe ständig in Betrieb, so dass die gewünschte Kühlwirkung durch Verstellen eines Mischventils (*mixing valve*) und/oder der Stauluftklappen (*ram air doors*) erzielt wird.
- Meist bei Großraumflugzeugen wird ein anderes Prinzip der Expansionskühlung angewendet.
- Diese Anlage besitzt kein Mischventil, dafür aber über ein Turbinenumgehungsventil (TBV = *turbine bypass valve*).
- Bei vielen dieser Anlagen entfällt auch der erste Wärmetauscher.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Expansionskühlanlage

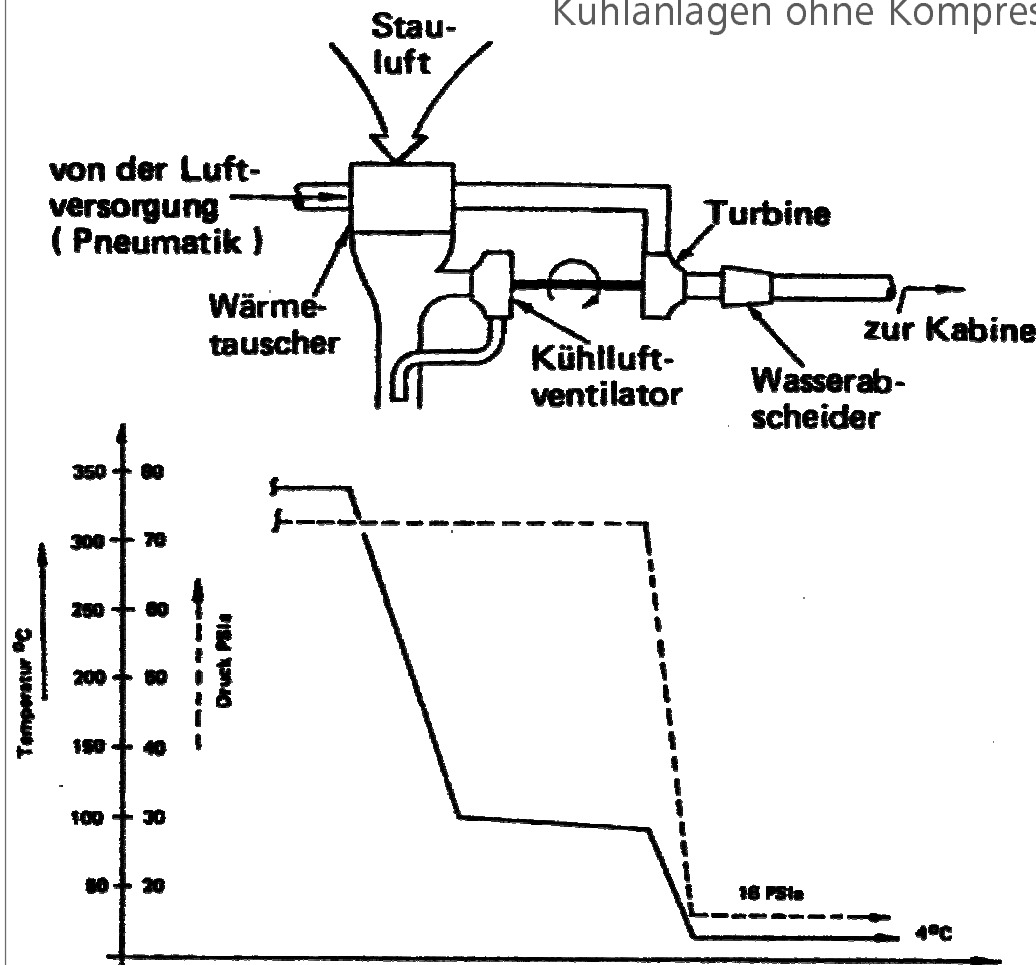
- Das TBV und die *ram air doors* sind miteinander gekoppelt und fahren bei der Regelung stets in entgegengesetzte Richtungen.
- Ist das TBV geschlossen, so sind die *ram air doors* geöffnet, ist das TBV offen, so sind die *ram air door* geschlossen.
- In der „voll kalt Position“ (ram air full open – TBV full close) wird die Luft der Druckluftanlage praktisch auf 2 °C abgekühlt (theoretisch wären -30 °C) möglich.
- In der „voll warm Position“ (ram air full close – TBV full open) dagegen wird die Luft der Druckluftanlage praktisch auf bis zu 40 °C aufgewärmt (theoretisch wären +80 °C) möglich.
- Durch automatisches Verstellen der *ram air doors* und des TBV kann somit jede Temperatur zwischen -30 °C und +80 °C im „cold manifold“ eingestellt werden.
- Eine individuelle Raumtemperatur in der Kabine (Zonentemperatur) dagegen erhält man, indem der Kaltluft gegebenenfalls etwas Heißluft beigemischt wird.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Kühlanlagen ohne Kompressorstufe



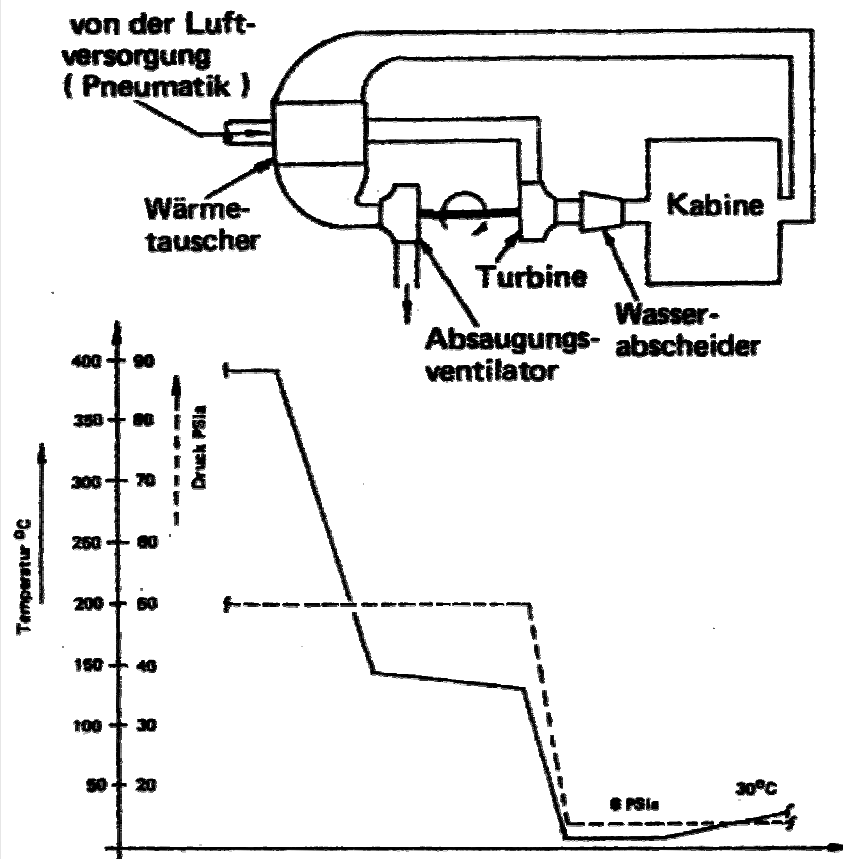
- Bei diesem System wird der Kompressor durch einen von der Turbine angetriebenen Ventilator ersetzt, der wie eine Strahlpumpe (Injektorprinzip) wirkt und so den Durchfluss durch den Wärmetauscher intensiviert und dadurch zu einer besseren Kühlung der Luft im Wärmetauscher beiträgt.
- Das System arbeitet auf einem höheren Druckniveau als andere Systeme (hier 73 psi bei sonst 35-50 psi)
- Der Wärmetauscheranteil an der Kühlung ist im Vergleich zur Turbine sehr hoch.
- Aufgrund des hohen Druckabbaus bewirkt die Turbine eine größere Temperaturabsenkung

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

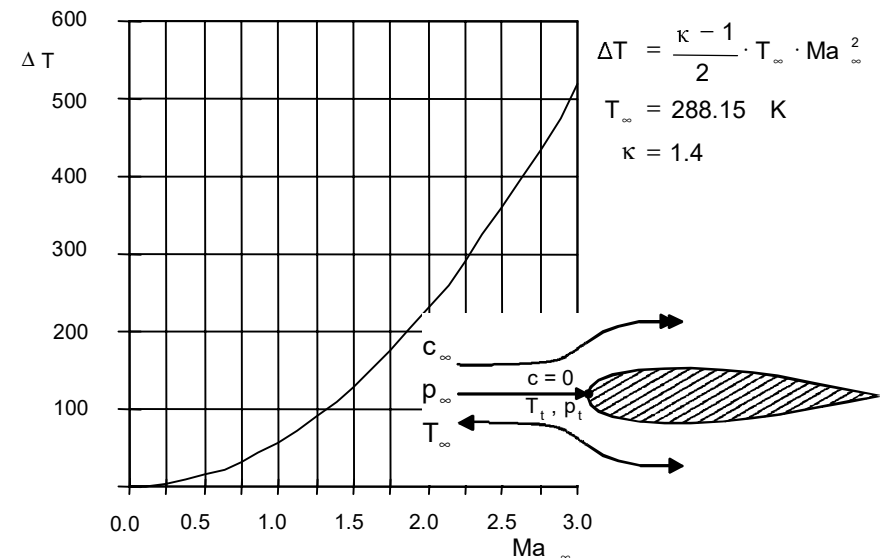


Klimatisierung im Flugzeug

Kühlanlagen in militärischen Überschallflugzeugen



- Im Überschallflug kann Stauluft nicht verwendet werden, da diese bei solch hohen Geschwindigkeiten zu stark erwärmt wird.

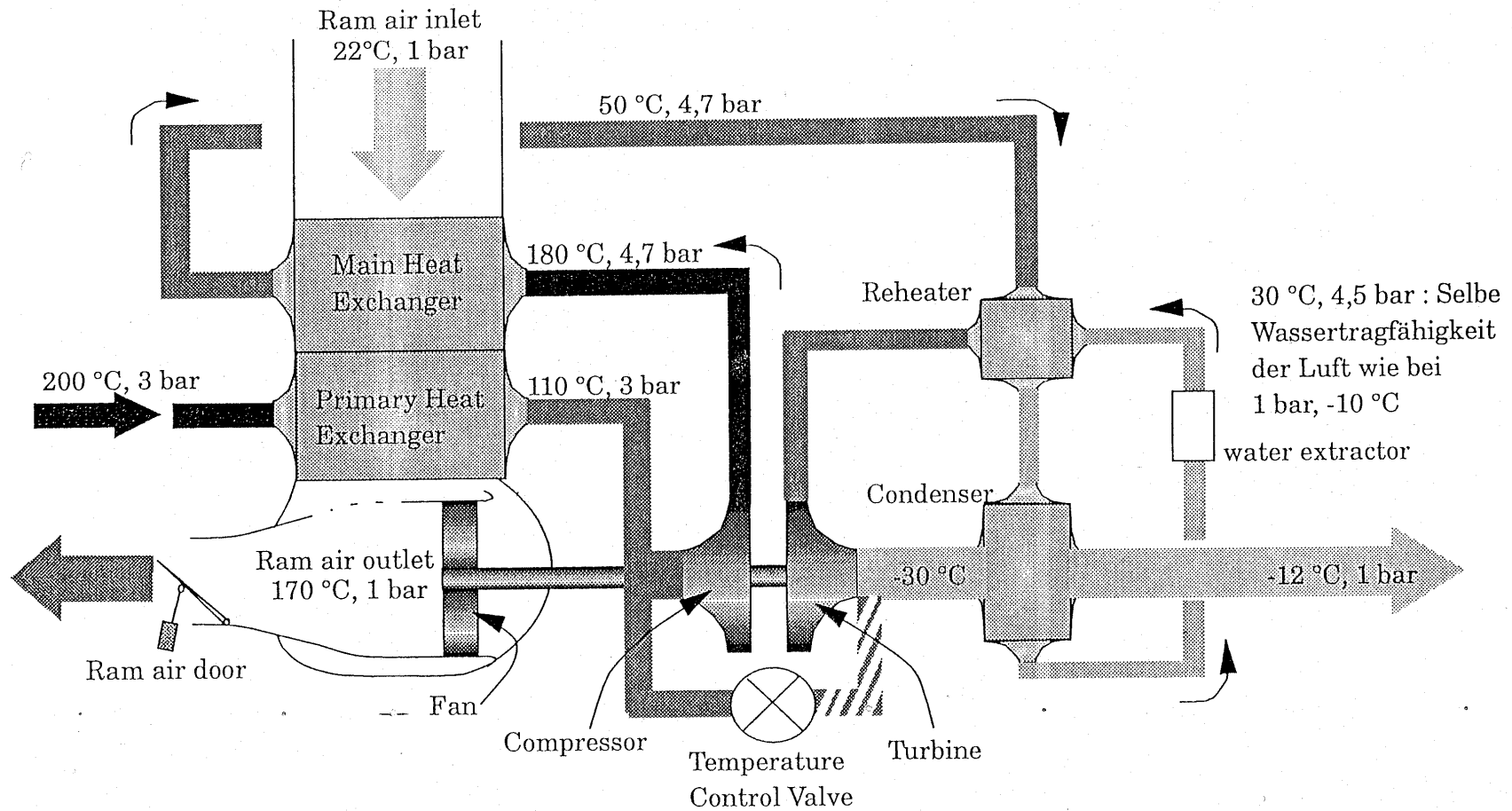


- Im Wärmetauscher wird deswegen Umluft aus der Kabine zur Kühlung verwendet, die von einem Absaugventilator angesaugt und anschließend in die Atmosphäre gefördert wird.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

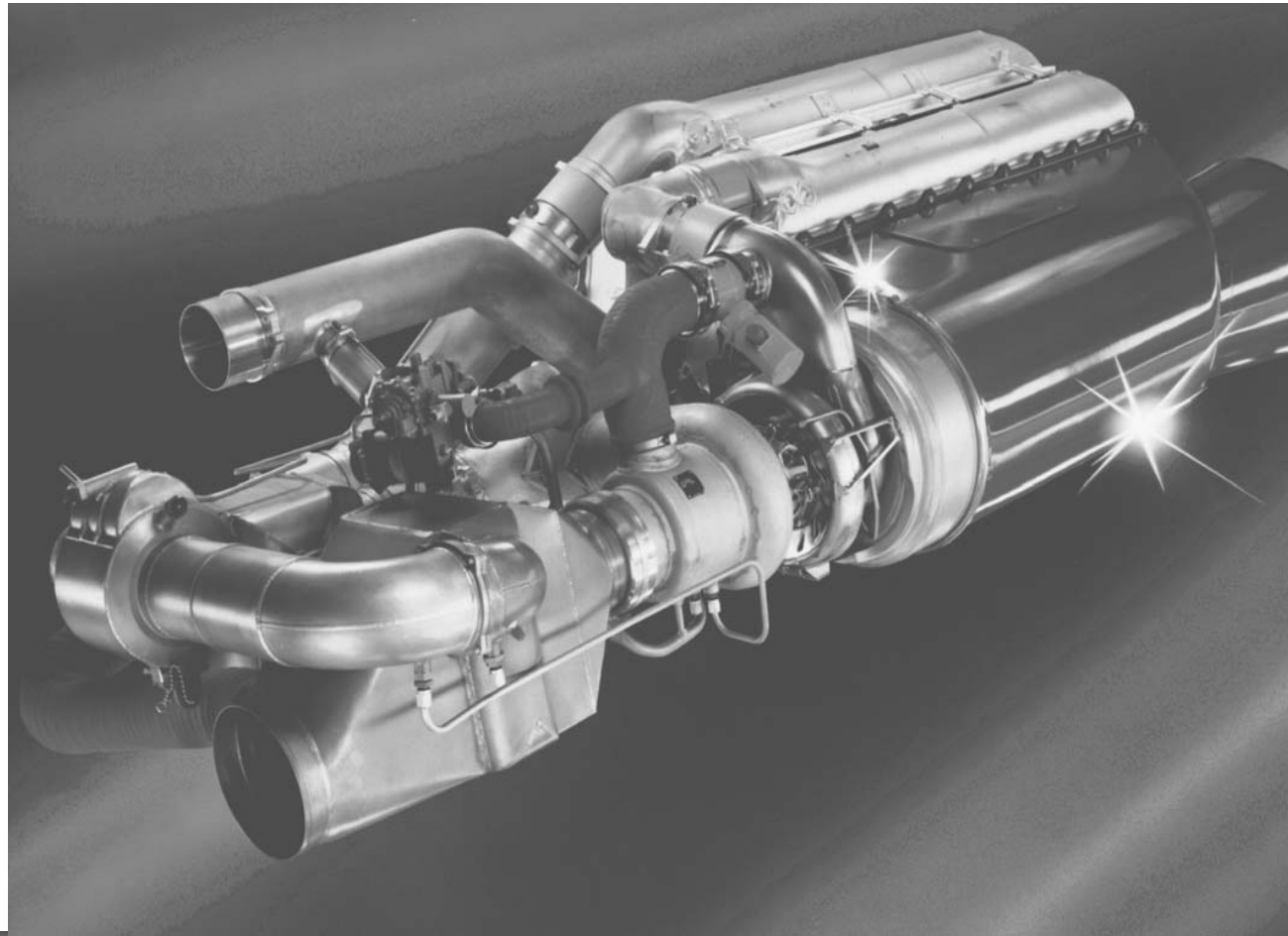
Das Klima-Pack in der heute üblichen Standardausführung



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

The Pack



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

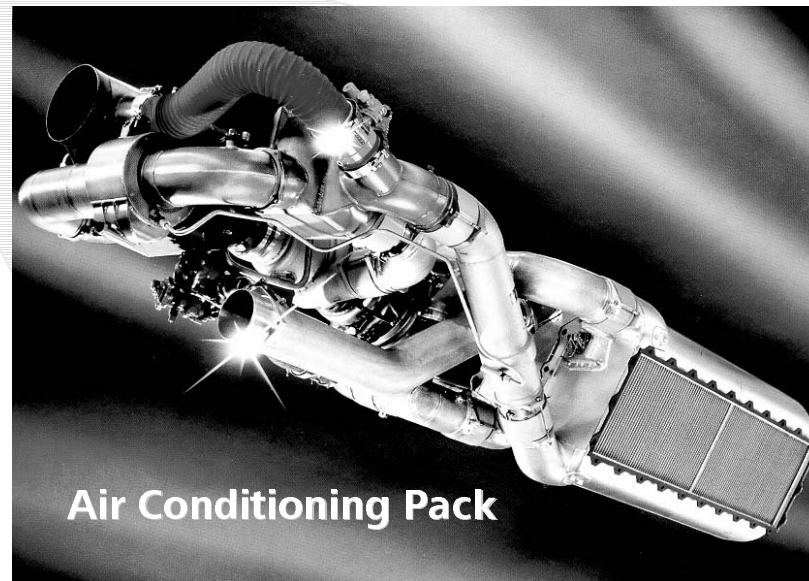
The Pack

Hauptaufgaben:

- liefert die Kabinendruckregelung
- liefert die Frischluft für die Passagiere
- kühlt die Zapfluft auf die gewünschte Temperatur
- Entzieht der Zapfluft die Feuchtigkeit

Charakteristika des Airbus A340 Pack:

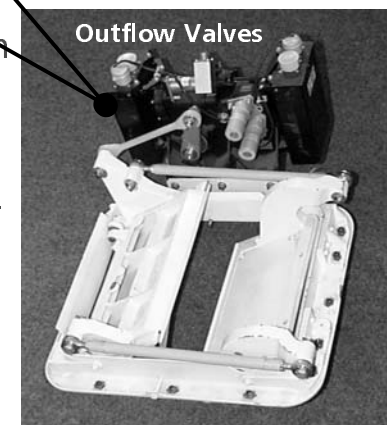
Installation:	vorderer Frachtraumbereich
Gewicht:	ca. 180 kg
Max. Luftmenge:	1,65 kg/s
Lufttemperaturbereich:	-50°C to + 50°C



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug – der Kabinendruck



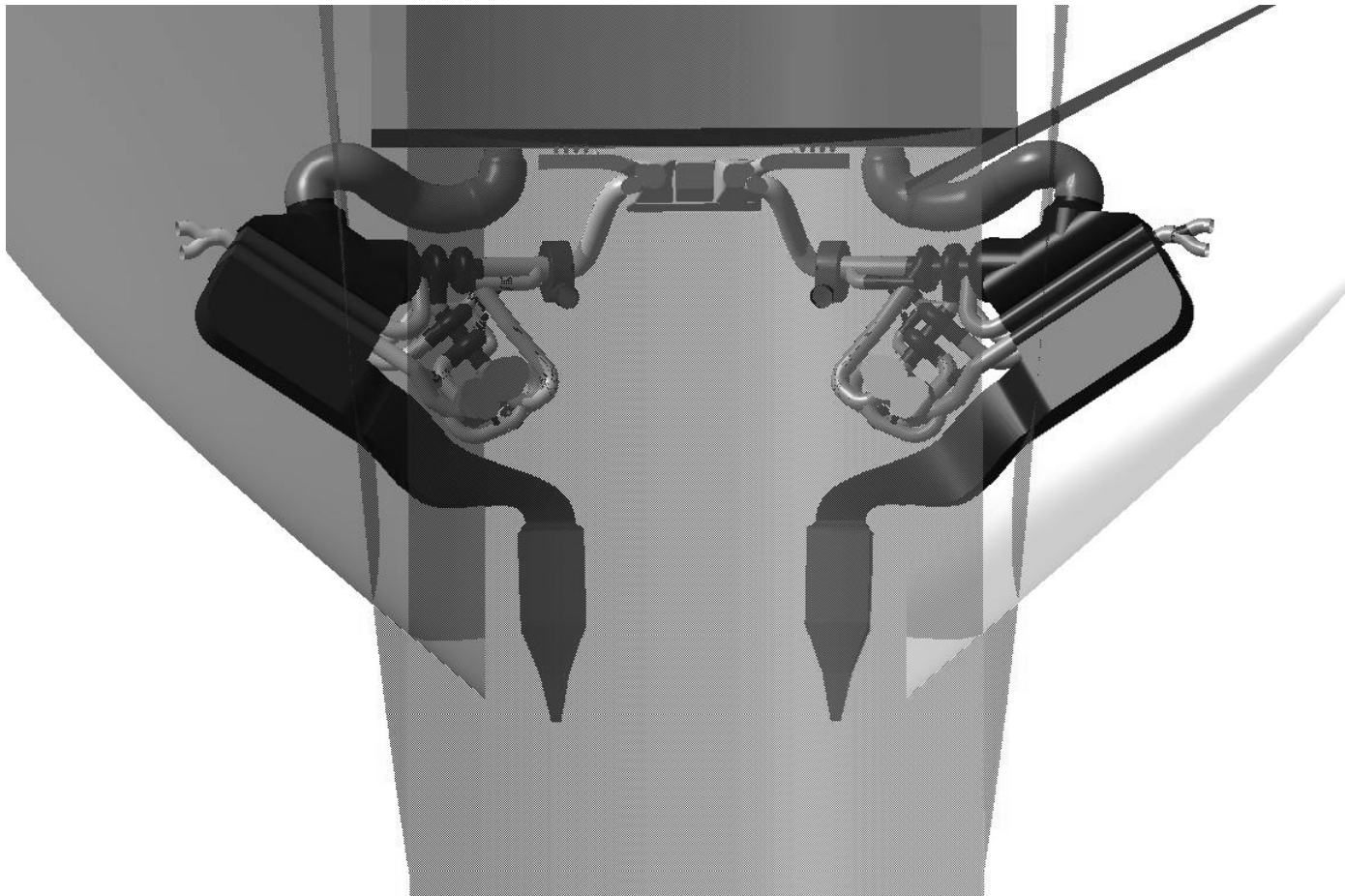
Hauptaufgaben:

- Vollautomatische Kabinendruckregelung unter allen Flug- und Bodenbedingungen
- Kabinendruckregelung entsprechend der Atemluftherfordernisse der Passagiere
- Kabinendruckbegrenzung zu Vermeidung von Strukturüberbelastungen
- Überwachen des Systemzustandes, um Fehler zu bemerken und entsprechend darauf zu reagieren.
- Bereitstellung von Redundanzen hinsichtlich der Sicherheiten bei Überdruck und negativen Differenzdrücken
- Kommunikation mit den anderen Flugzeugsystemen

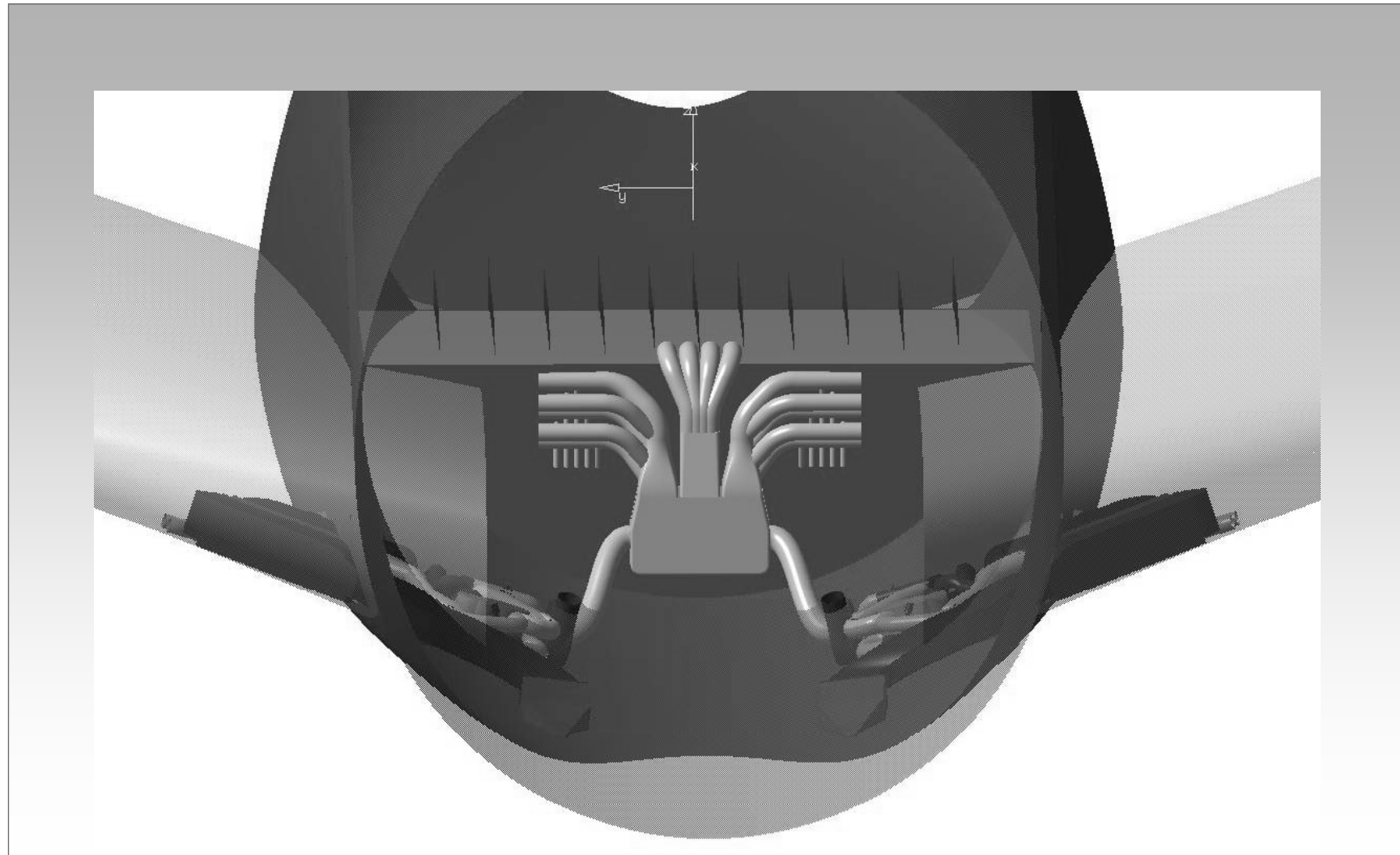
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

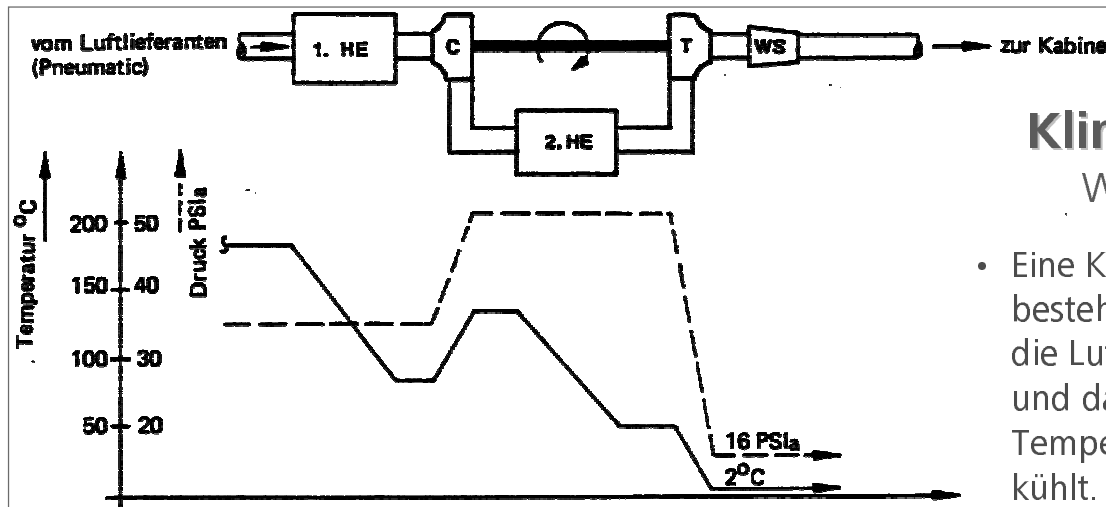
The Pack



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Proj. Dr.-Ing. Willy J.G. Braunling



Klimatisierung im Flugzeug

Wirkungsweise der Kühlturbine

- Eine Kühlturbine (ACM = *air cycle machine*) besteht aus einem Turbinenrad, das durch die Luft wie ein Windrad angetrieben wird und dabei der Luft Energie durch Druck- und Temperaturabbau entzieht und diese so abkühlt.

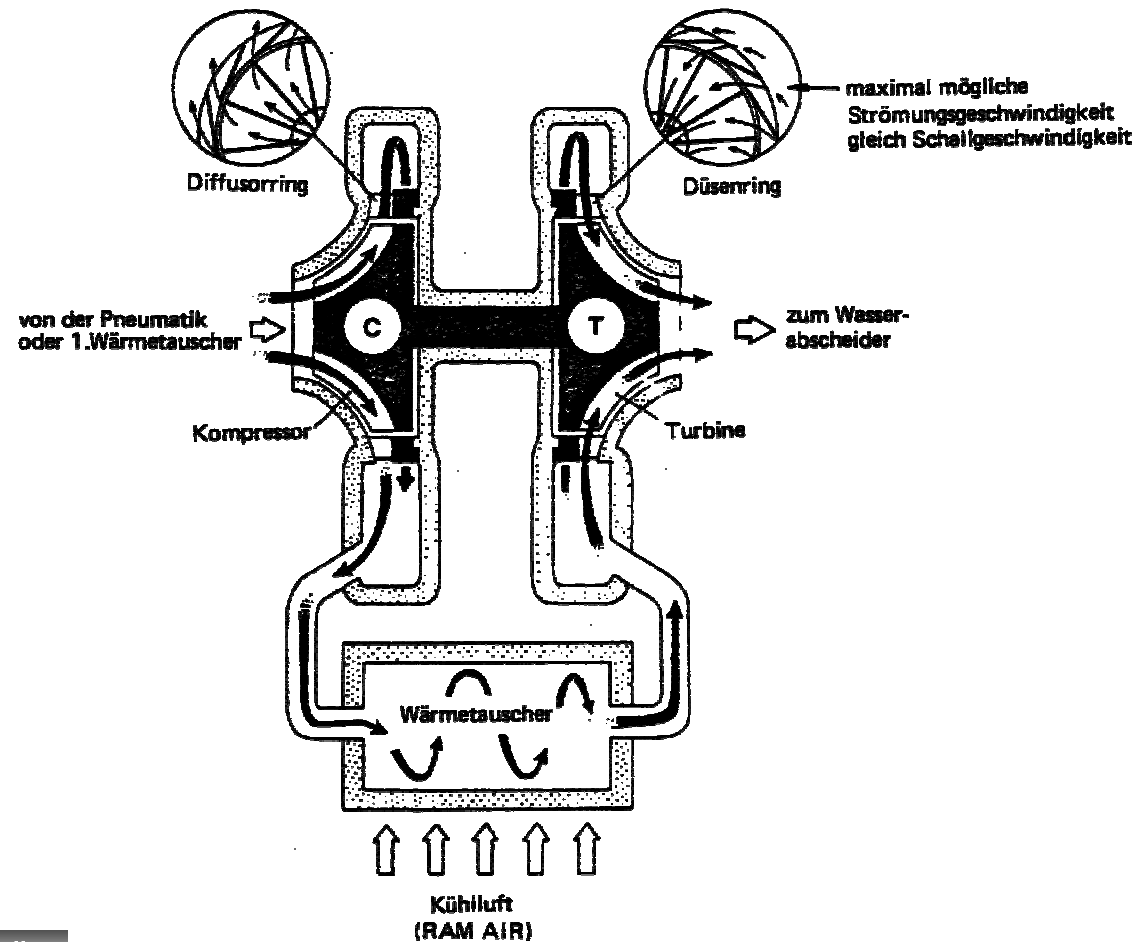
- Die entzogene Energie wird zum Antrieb eines Verdichterrades genutzt, das mit der Turbine auf einer gemeinsamen Welle sitzt. Der Verdichter überträgt die Energie wieder auf die Luft und erhöht wieder deren Druck und Temperatur.
- Der Temperaturabbau ΔT_T in der Turbine ist ungefähr genauso groß wie der Temperaturanstieg im Verdichter ΔT_V , was als Leistungsgleichgewicht zwischen Verdichter und Turbine bezeichnet wird. Die Turbine gibt genauso viel Leistung ab, wie der Verdichter für die Druckerhöhung benötigt.
- Die Drehzahl der Maschinen liegt zwischen 45 000 und 55 000 min⁻¹.
- Insgesamt ist nur dann eine Kühlwirkung gegeben, wenn zwischen der Druckerhöhung im Verdichter und dem Druckabbau in der Turbine ein wirkungsvoller Kühler angeordnet wird.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

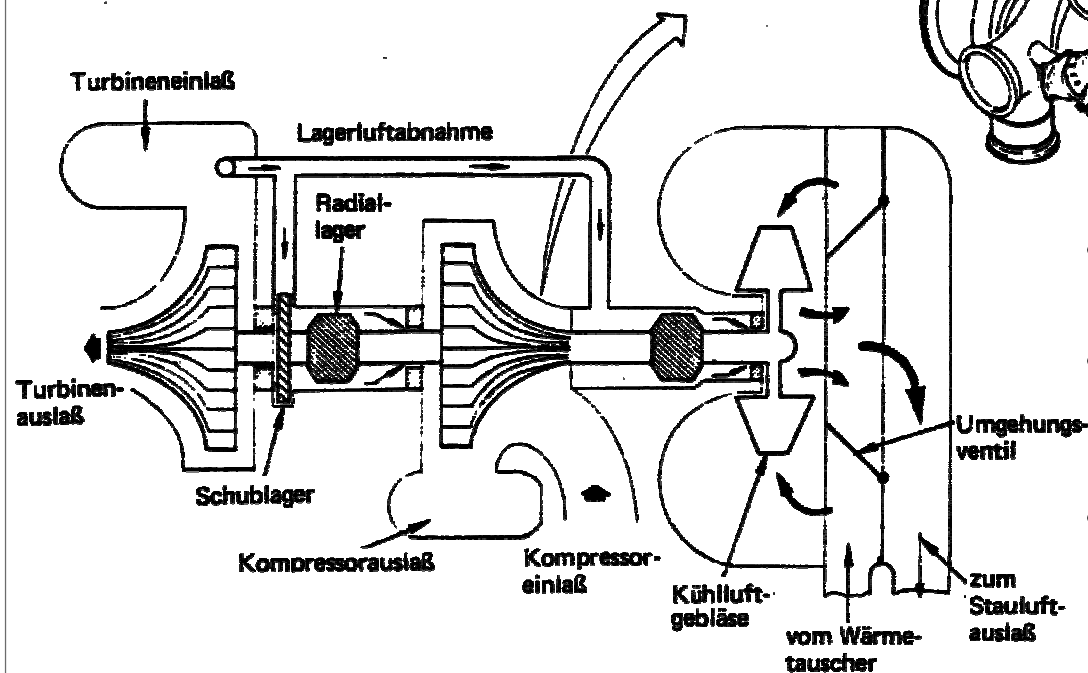
Wirkungsweise und Luftverlauf durch eine Kühlturbine



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

luftgelagerte Kühlturbine



- Modernere Kühlturbinen sind luftge-lagert.
- Wobei im Ruhezustand die Welle auf teflonbeschichteten Federblättern aufliegt.
- Ab einer Drehzahl von ca. 6000 min^{-1} ist der Luftdruck, der vom Kompressor geliefert wird, an der Lagerstelle so hoch, dass die Welle sich zentriert und auf einem Luftpolster läuft.

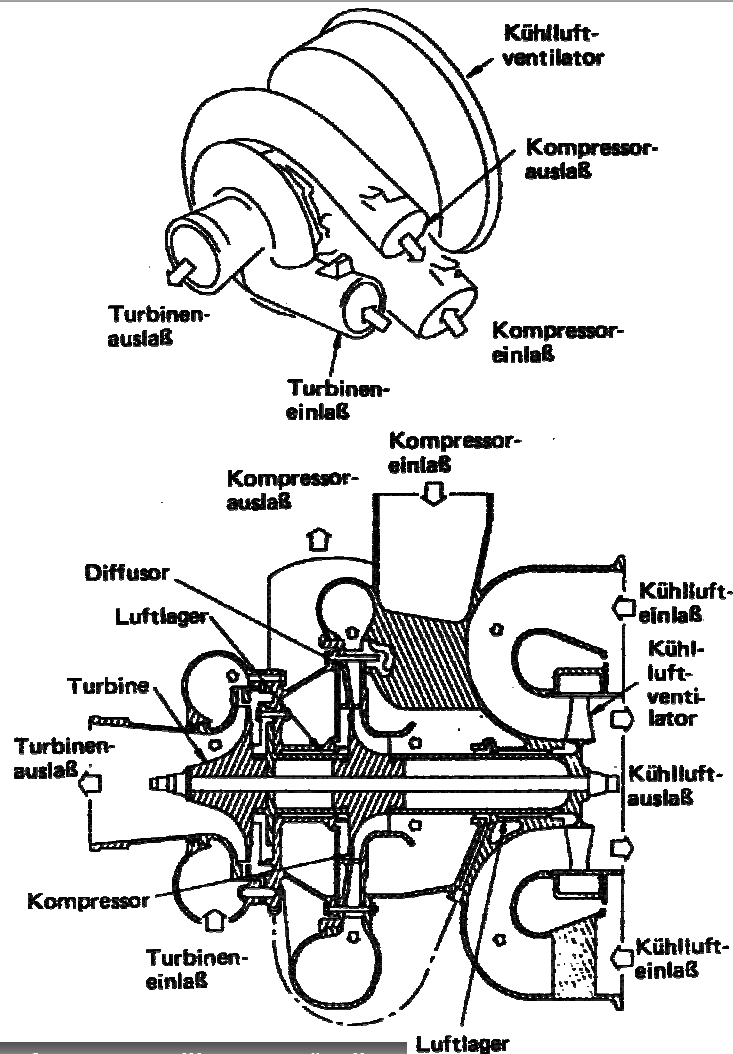
- Diese Art der Lagerung wird sowohl in Axialrichtung als auch in Radialrichtung angewendet.
- Häufig sitzt der Kühlluftventilator für die Kühlluft im Bodenbetrieb mit auf der Welle der Kühlluftturbine.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

luftgelagerte Kühlturbine

Airbus A 300

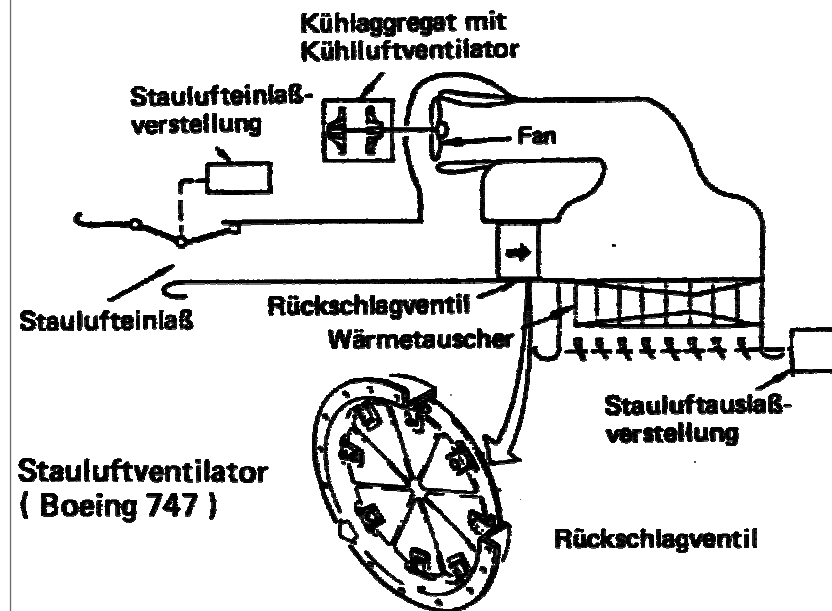


- Die Ruhelagerung erfolgt über teflonbeschichtete Federblätter.
- Ab einer Drehzahl von etwa $6\,000\text{ min}^{-1}$ ist der Luftdruck an der Lagerstelle so hoch, dass die Federn nach außen gedrückt werden und ab dann die Welle nur noch auf einem Luftpolster läuft.

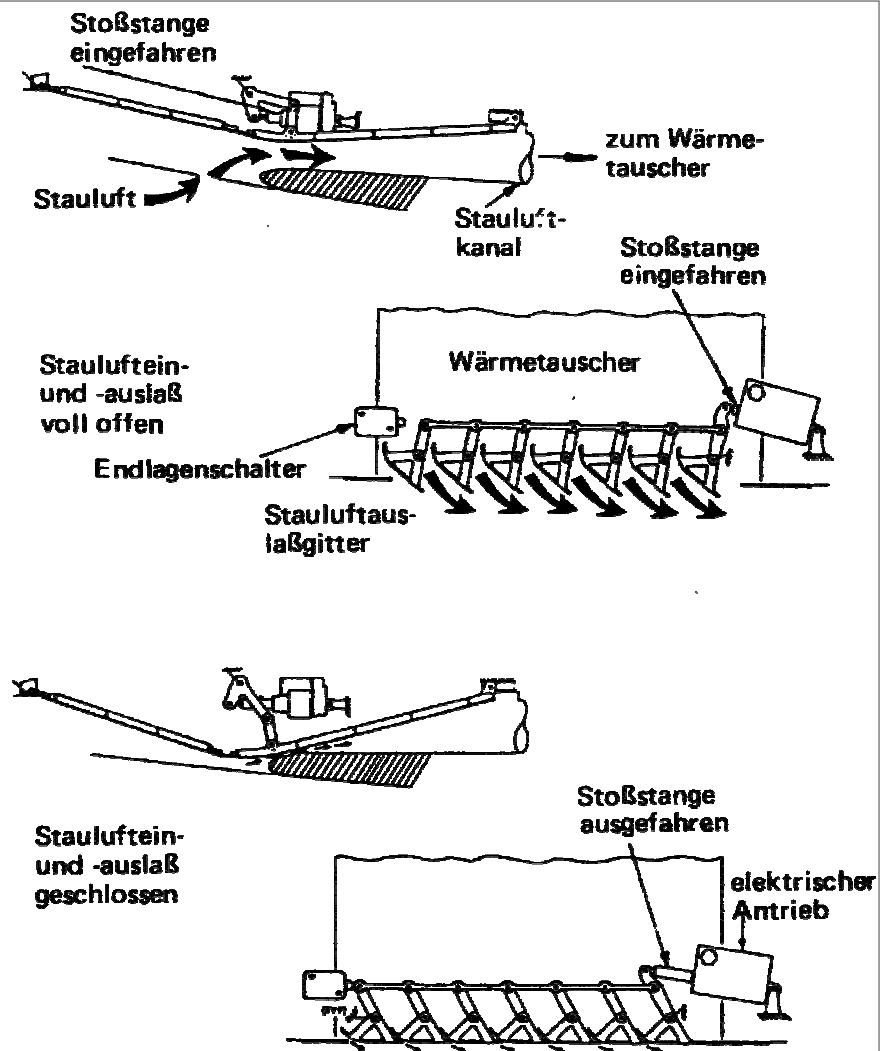
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Stauluftsteuerung



- Die Steuerung der Stauluft erfolgt entweder über
 - den Staulufteinlass
 - den Stauluftauslass
 - über gemeinsame Regelung von Ein- und Auslass

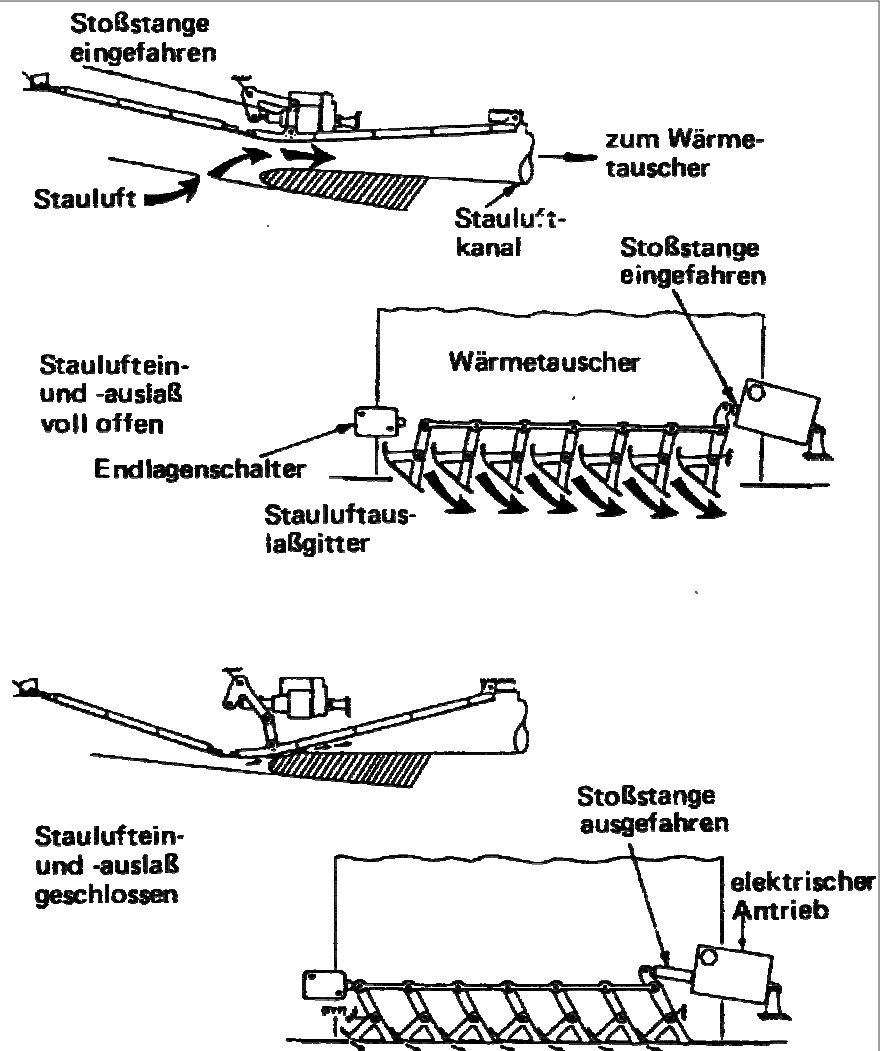


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Stauluftsteuerung

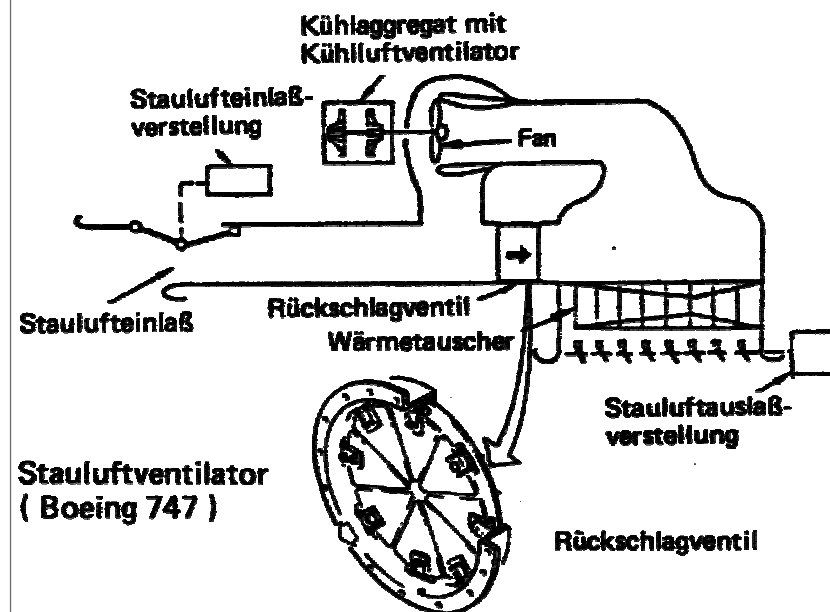
- Der Staulufteinlass besteht meist aus verstellbaren Klappen, die den Einströmquerschnitt verändern.
- Der Ausströmquerschnitt des Stauluftauslasses wird durch verstellbare Jalousienklappen verändert.
- Sind zwei Wärmetauscher im Kühlsystem enthalten, so werden sie von der Stauluft praktisch immer parallel durchströmt.
- Die Steuerung für den Ein- und Auslass erfolgt normalerweise in Abhängigkeit der Temperatur der zu kühlenden Luft. Dafür befindet sich im Strömungskanal hinter dem Wärmetauscher i.allg. ein Temperaturfühler.
- Häufig wird zusammen mit der Ein- und Auslassverstellung auch das Turbinenumgehungsventil gesteuert.
- Es gibt Flugzeuge, bei denen die Stauluftklappenverstellung auch manuell aus dem Cockpit heraus vorgenommen werden kann.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Stauluftsteuerung

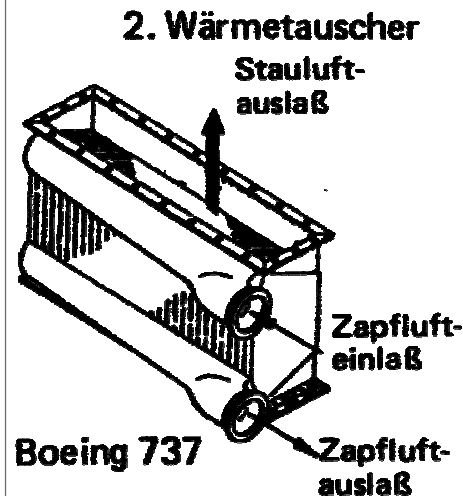


- Für den Bodenbetrieb oder während der Start- und Landephase saugt oder drückt ein Ventilator Kühlluft durch den/die Wärmetauscher.
- Wenn die Stauluft zusätzlich durch einen Ventilator, der sich auf der Welle der Kühlturbine befindet, durch den/die Wärmetauscher bewegt wird, so befindet sich in der Stauluftleitung noch ein zusätzliches Rückschlagventil, das ein Rückströmen der vom Ventilator bewegten Luft – in den Staulufteinlass hinein – verhindert.
- Es gibt auch Ventilatoren, die nicht auf der Welle des Kühlaggregats sitzen, und deswegen extern, d.h. elektrisch, hydraulisch oder pneumatisch angetrieben werden.

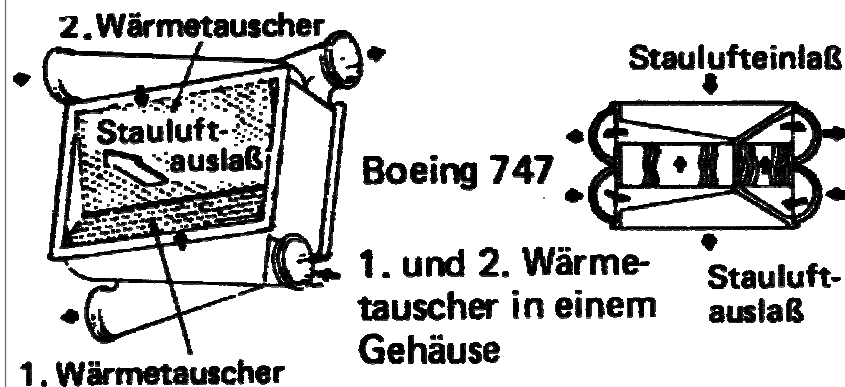


Klimatisierung im Flugzeug

Wärmetauscher



- Wärmetauscher sind sehr verschieden aufgebaut. Sie bestehen i.allg. aus einem Metallgehäuse in das entweder Röhren oder Kanäle eingebaut sind, durch die die zu kühlende Luft strömt.
- Quer (Kreuzstrom) oder entgegengesetzt parallel (Gegenstrom) dazu strömt die Kühlluft (Stauluft – *ram air*) um die Röhren/Kanäle herum und führt so die Wärme durch Konvektion ab.
- Der Wärmetauscherwirkungsgrad kann 80 bis 90 % erreichen, das heißt, dass die zu kühlende Luft auf eine Temperatur gebracht wird, die um 10 bis 20 % über der Temperatur der Kühlluft liegt.



- Die Wärmetauscherwirkungsgrade verschlechtern sich merklich, wenn es im Staulufteinlass zu Verschmutzungen, Eisansatz oder ähnlichem kommt.
- Es gibt Sonderausführungen von Wärmetauschern bei denen anstelle von Stauluft Kraftstoff benutzt wird (Concorde).

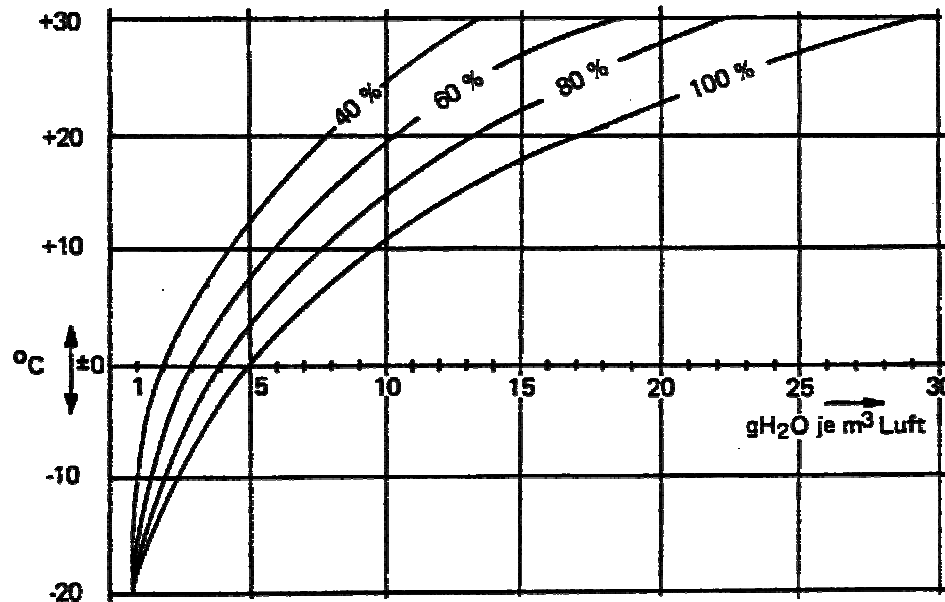


Klimatisierung im Flugzeug

Wasserabscheidung

Mit Wasserdampf gesättigte Luft enthält folgende Mengen Wasser in 1m^3
(bezogen auf Normdruck) :

°C	-20	-10	±0	+10	+20	+30
$\frac{\text{gH}_2\text{O}}{\text{je m}^3}$	1,0	2,3	4,9	9,3	17,2	30,0



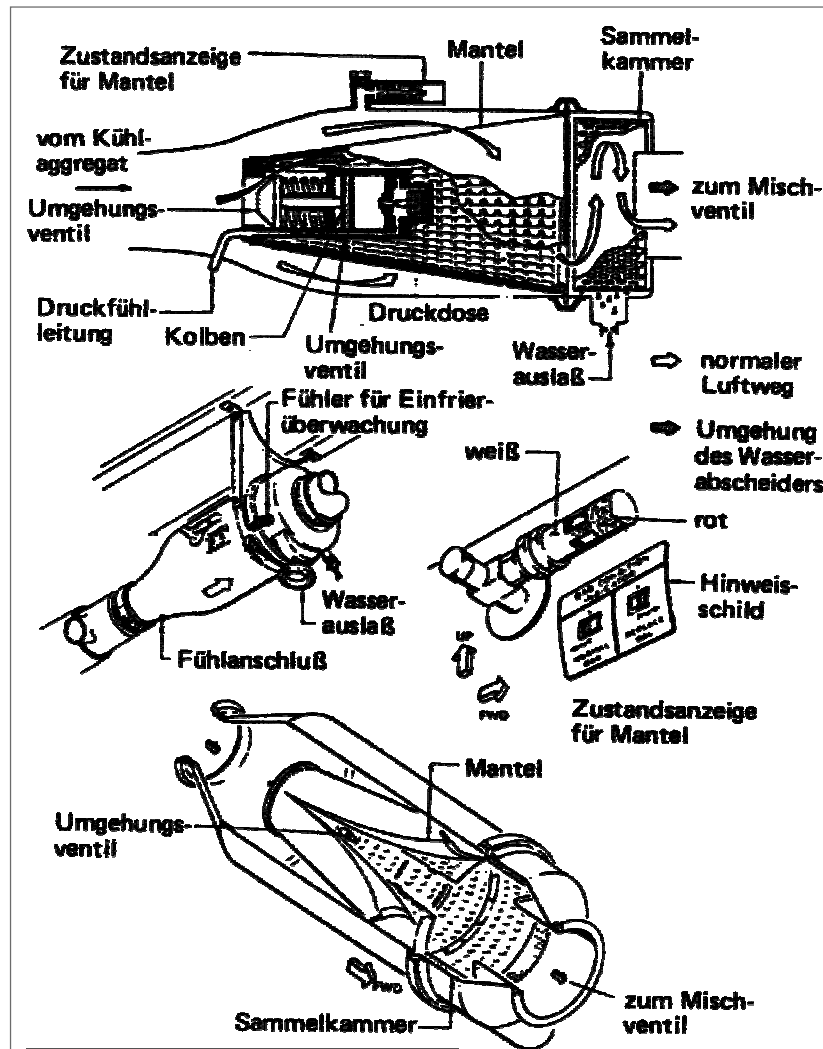
- Luft besitzt die Eigenschaft Feuchtigkeit aufzunehmen und sie als Wasserdampf zu speichern.
- Die Menge des aufgenommenen Wasserdampfes ist direkt abhängig von der Lufttemperatur.

Beispiel:

Bei +30 °C kann die Luft maximal 30g Wasser pro m^3 Luft aufnehmen.
Dagegen bei 0 °C nur maximal 5 Gramm.

- Andererseits kann die Luft überschüssige Feuchtigkeit abgeben, falls die Temperatur unter den Sättigungswert sinkt.
- Die Sättigungstemperatur ist die Temperatur, bei der die Luft zu 100 % mit Wasserdampf gesättigt ist.
- In einer Klimaanlage wird die Luft das meiste Wasser dort abscheiden, wo sie am kältesten ist.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

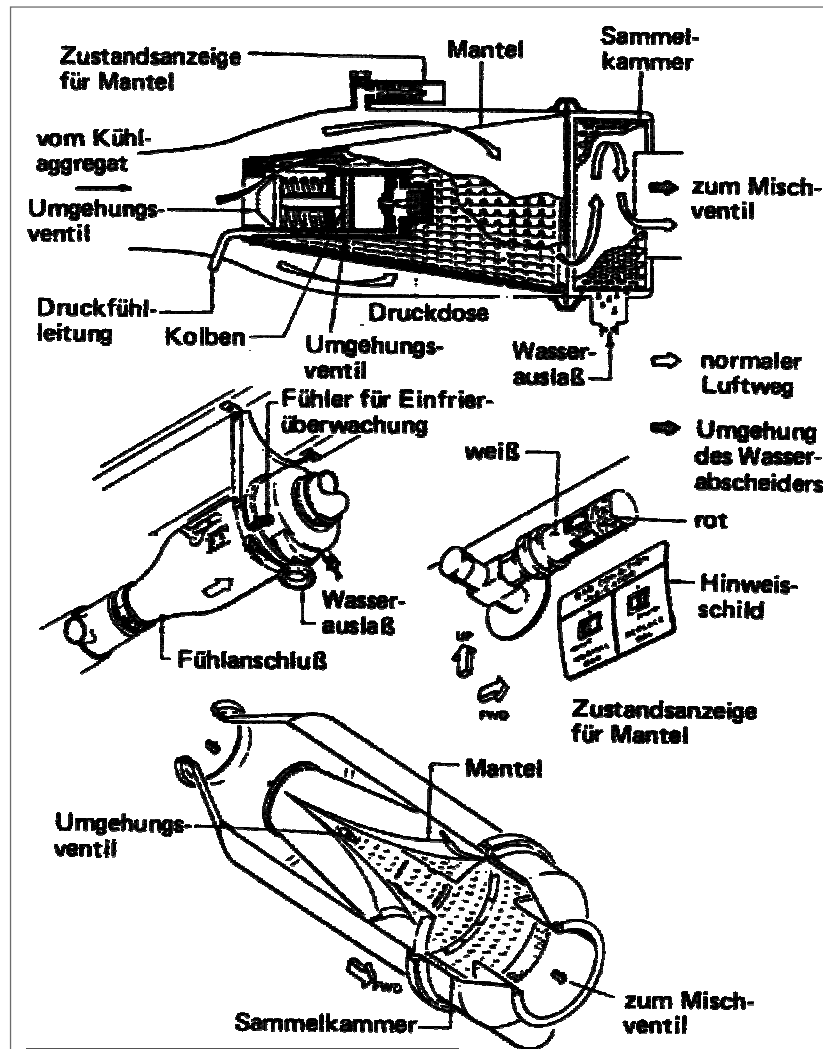


Klimatisierung im Flugzeug

Wasserabscheidung

- In den meisten Klimaanlage befindet sich am Auslass des Kühlaggregats (kältester Teil des Systems) ein Wasserabscheider, da hier die meiste Feuchtigkeit anfällt.
- Im Wasserabscheider wird die Luft durch einen stoff-ähnlichen Mantel und durch schräg stehende Schaufeln geleitet, dabei die Luft in eine drehende Bewegung versetzt und so schließlich die Feuchtigkeitsteilchen aus der Luft heraus zentrifugiert.
- Das Wasser sammelt sich in einem Auffangbereich und wird von hier aus entweder
 - nach außenbords geleitet oder
 - über Rohrleitungen zum Staulufteinlass vor dem Wärmetauscher geleitet, wo es die Kühlwirkung unterstützen soll.
- Sollte der Wasserabscheider verschmutzt oder vereist sein, so garantiert ein Überdruckventil im Zentrum des Wasserabscheiders die Luftversorgung zur Kabine.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

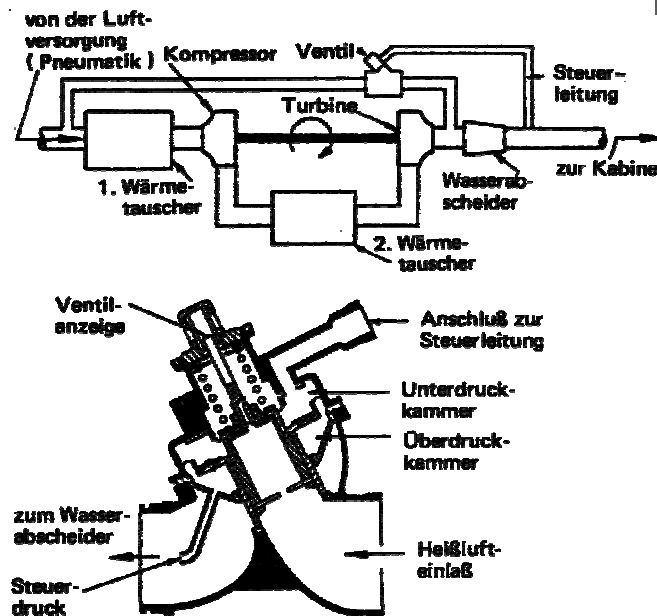
Klimatisierung im Flugzeug

Wasserabscheidung

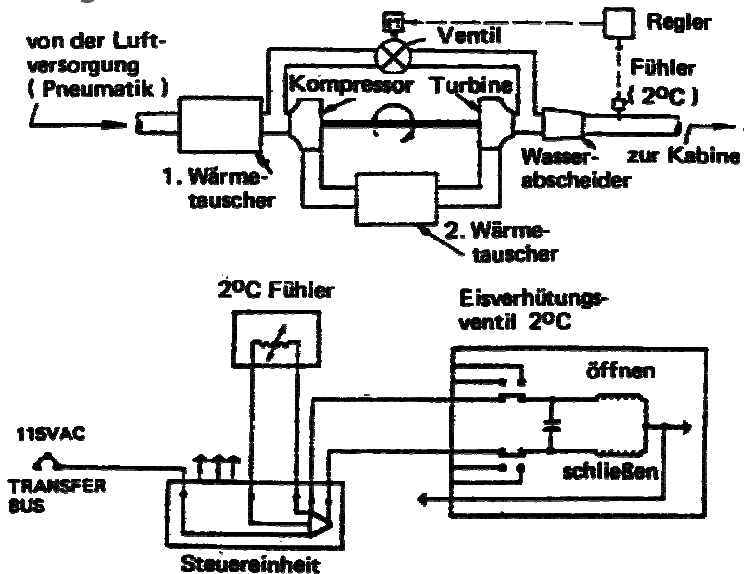
- In manchen Wasserabscheidern befinden sich ein Umgehungsventil, das ab einer Flughöhe von ca. 7000 m anspricht. Das Ventil lässt die Luft durch den Abscheider, ohne dass dieser aktiv arbeitet, da in solchen Flughöhen das in der Luft enthaltene Wasser ohnehin gering ist.
- Am Gehäuse des Wasserabscheiders befindet sich eine Anzeige, die Auskunft über die Verschmutzung des Stoffmantels gibt, indem es den Differenzdruck zwischen Ein- und Auslass des Wasserabscheiders ausnutzt.
- Damit der Wasserabscheider nicht einfrieren kann, wird zusätzlich etwas wärmere Luft zugeführt, sobald am Ausgang des Wasserabscheiders weniger als etwa $+2\text{ }^{\circ}\text{C}$ Lufttemperatur herrschen.

Klimatisierung im Flugzeug

Einfrierüberwachung

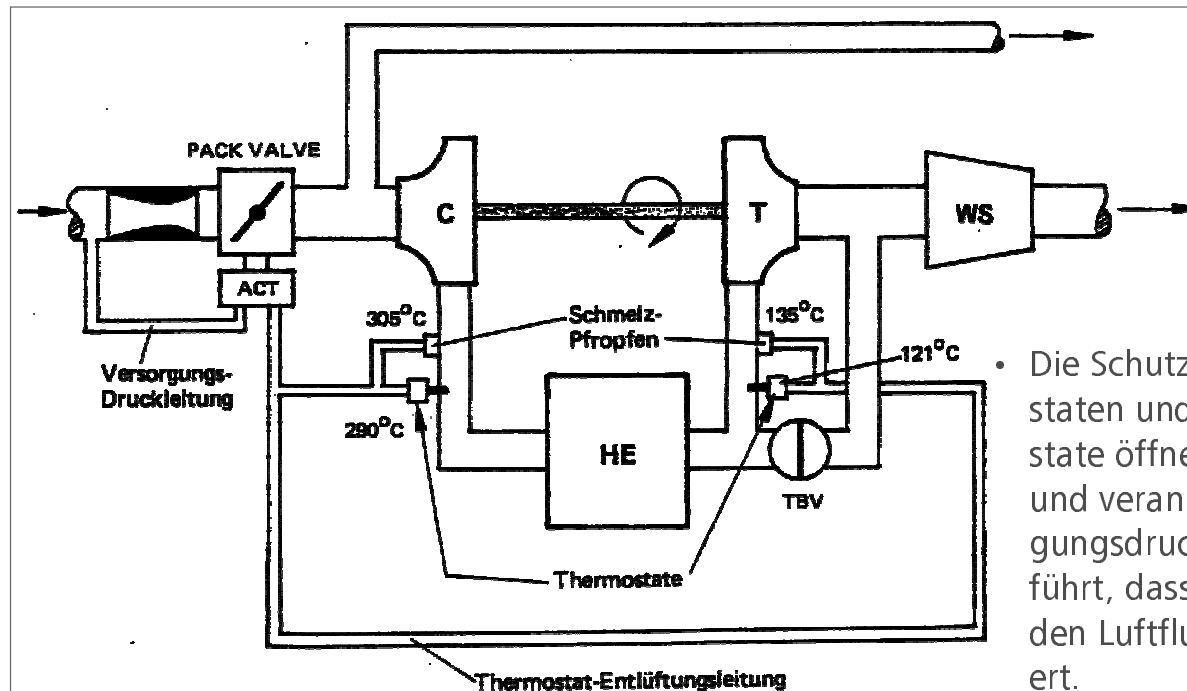


- Bei beginnender Vereisung im Wasserabscheider wird zwischen Aus- und Einlass ein höherer Differenzdruck auftreten. Über den Druck in der Steuerleitung wird das pneumatisch betätigte Ventil öffnen und lässt dadurch wärmere Luft zum Wasserabscheider gelangen und so Vereisung verhindern.



- Die Normalposition des Ventils ist immer teilweise geöffnet, so dass die Temperatur hinter dem Wasserabscheider ständig 2 bis 4 °C beträgt. Sinkt dort die Temperatur unter diesen Wert, so lässt ein elektronischer Regler das Ventil weiter auffahren, steigt die Temperatur, so lässt er es weiter schließen.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

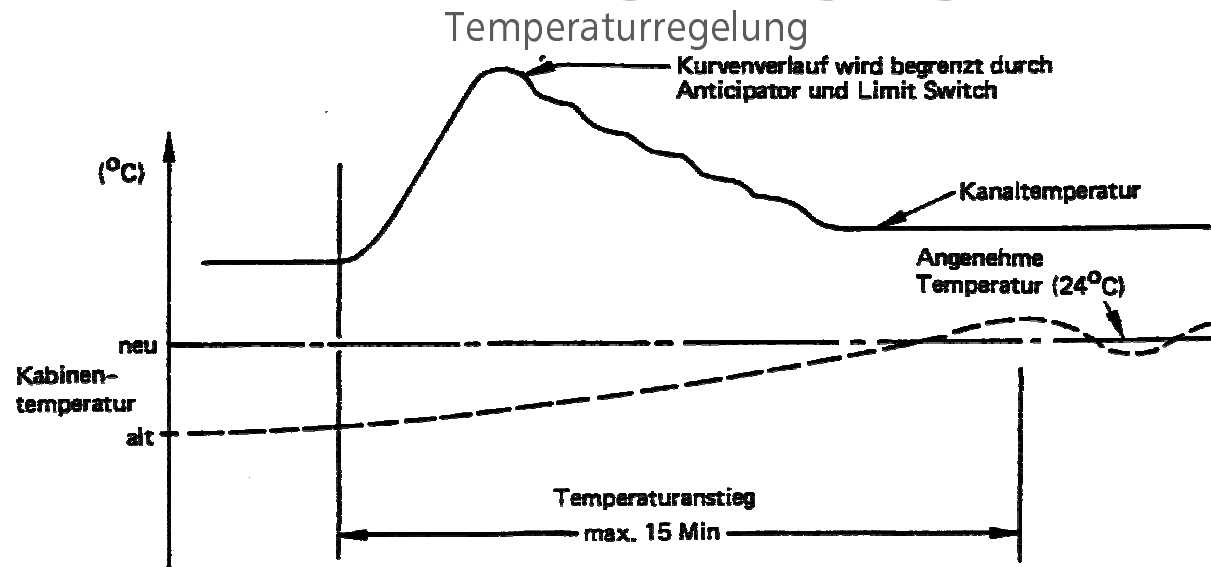
Überhitzungsschutz

- Alle Expansionskühlanlagen besitzen eine Schutz-einrichtung, deren Aufgabe es ist, die gesamte Anlage zu sperren, wenn übermäßig hohe Temperaturen auftreten.
- Ursächlich hierfür sind meist verschmutzte und/oder ungenügend kühlende Wärmetauscher.
- Die Schutzeinrichtung besteht aus Thermo-staten und aus Schmelzstopfen. Die Thermo-state öffnen bei bestimmten Temperaturen und veranlassen eine Belüftung der Versor-gungsdruckleitung am Pack-Valve, was dazu führt, dass das Ventil weiter schließt und so den Luftfluss durch die Kühlanlage verringert.
- Die Schmelzpfropfen (*fuse plugs*) sprechen an, wenn die Thermostate versagen bzw. wenn die Temperaturen am Kompressoraus-lass oder Turbineneinlass weitersteigen und bestimmte Grenzwerte überschreiten. Spre-chen die Schmelzpfropfen an, wird die ge-samte Kühlanlage abgeschaltet.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

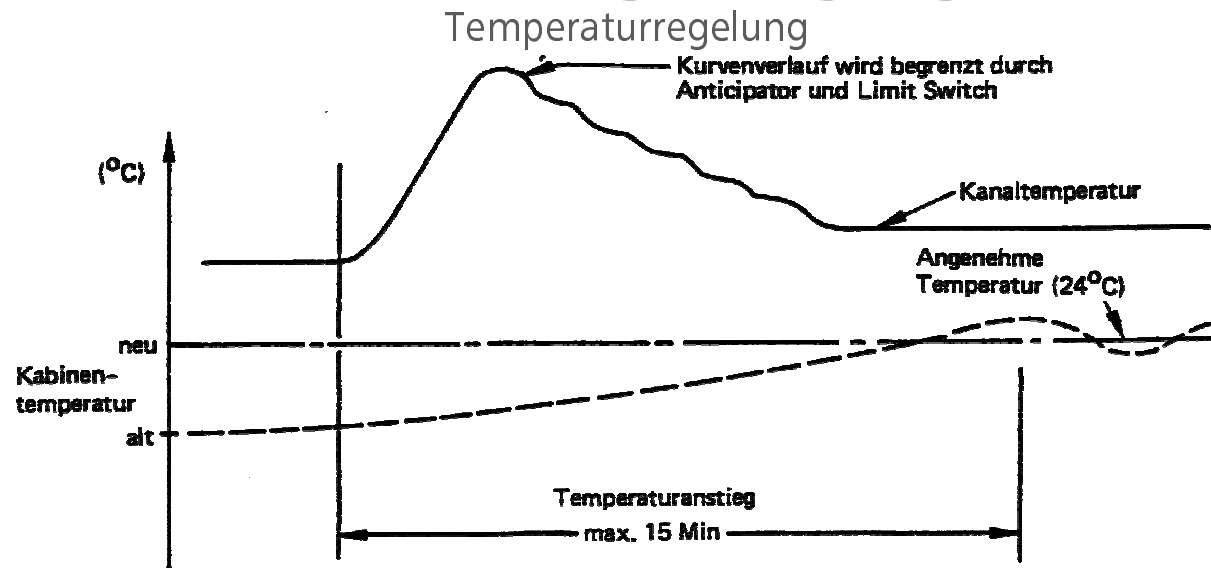


- Das Herstellen von Behaglichkeitstemperaturen in der Kabine und im Cockpit wird durch das Mischen von Warmluft aus der Pneumatik mit Kaltluft aus der Kühlanlage (*packs*) erreicht.
- Grundsätzlich ist im stabilisierten Zustand der Temperaturregelanlage die Temperatur im Zuluftkanal zur Kabine immer höher als die Temperatur in der Kabine selbst.
- Wird z.B. eine Temperaturerhöhung von 2 °C gewünscht, so sorgt die Regelanlage zusammen mit einer Steuereinheit für die Verstellung der Ventile. Dabei wird ein nahezu sprunghafter Anstieg (max. 60 °C) der Zuluftkanaltemperatur herbeigeführt, um schließlich nach 10 bis 15 Minuten Regelzeit einen stabilisierten Zustand zu erreichen.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

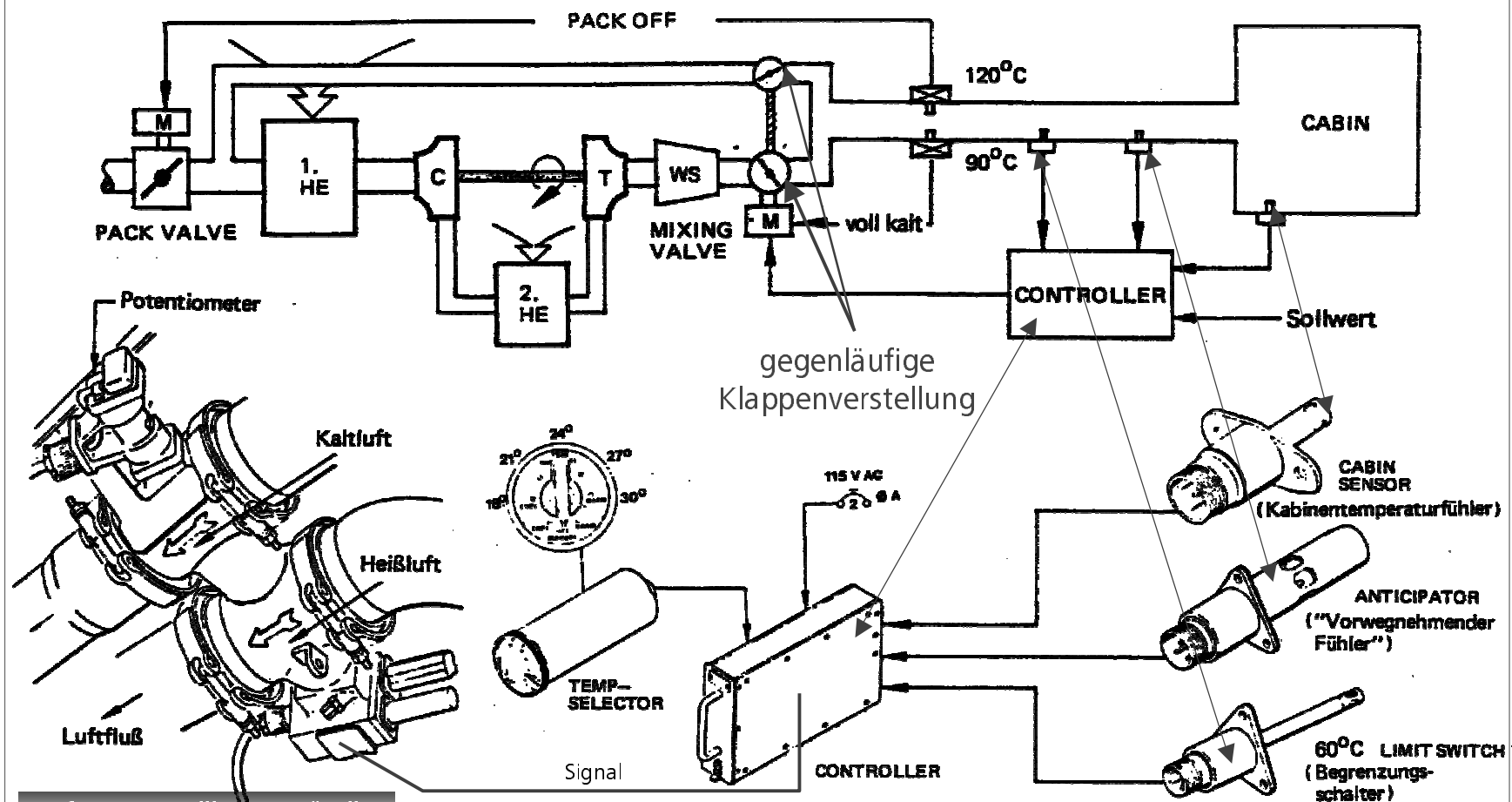


- Um eine möglichst schnelle Regelung auf die gewünschte Kabinentemperatur zu erreichen ohne die gewünschte Temperatur selbst zu überschreiten, wird in der Kabinenzuleitung ein sog. *anticipator* installiert. Dies ist ein Temperaturfühler, über den die in der Kabine zu erwartende Temperatur vorgeschätzt wird.
- Für die Eingrenzung der Ausgangstemperatur ist zusätzlich noch ein Begrenzungsschalter (limit switch) eingebaut, der die Temperatur in der Kabinenzuleitung auf maximal 60 °C einschränkt.
- Aus diesen Signalen, die zum Regler geleitet werden, wird das Verstellsignal für das Mischventil gebildet und dessen Stellmotor zugeleitet.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Mischen von Kalt- und Warmluft durch das Verstellen eines Mischventil (*mixing valve*)

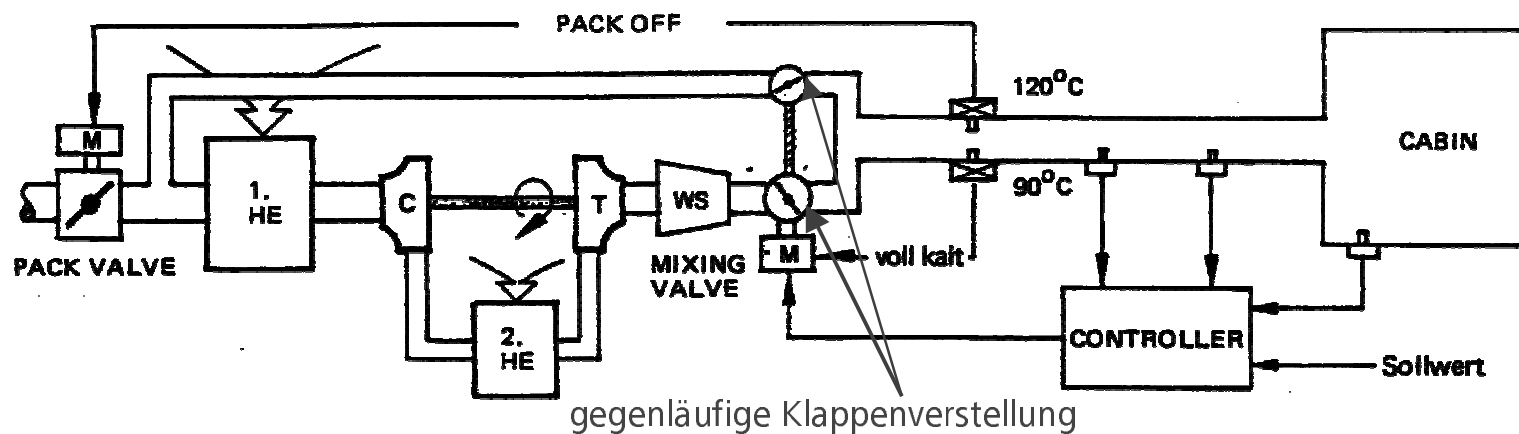


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Mischen von Kalt- und Warmluft durch das Verstellen eines Mischventil (*mixing valve*)

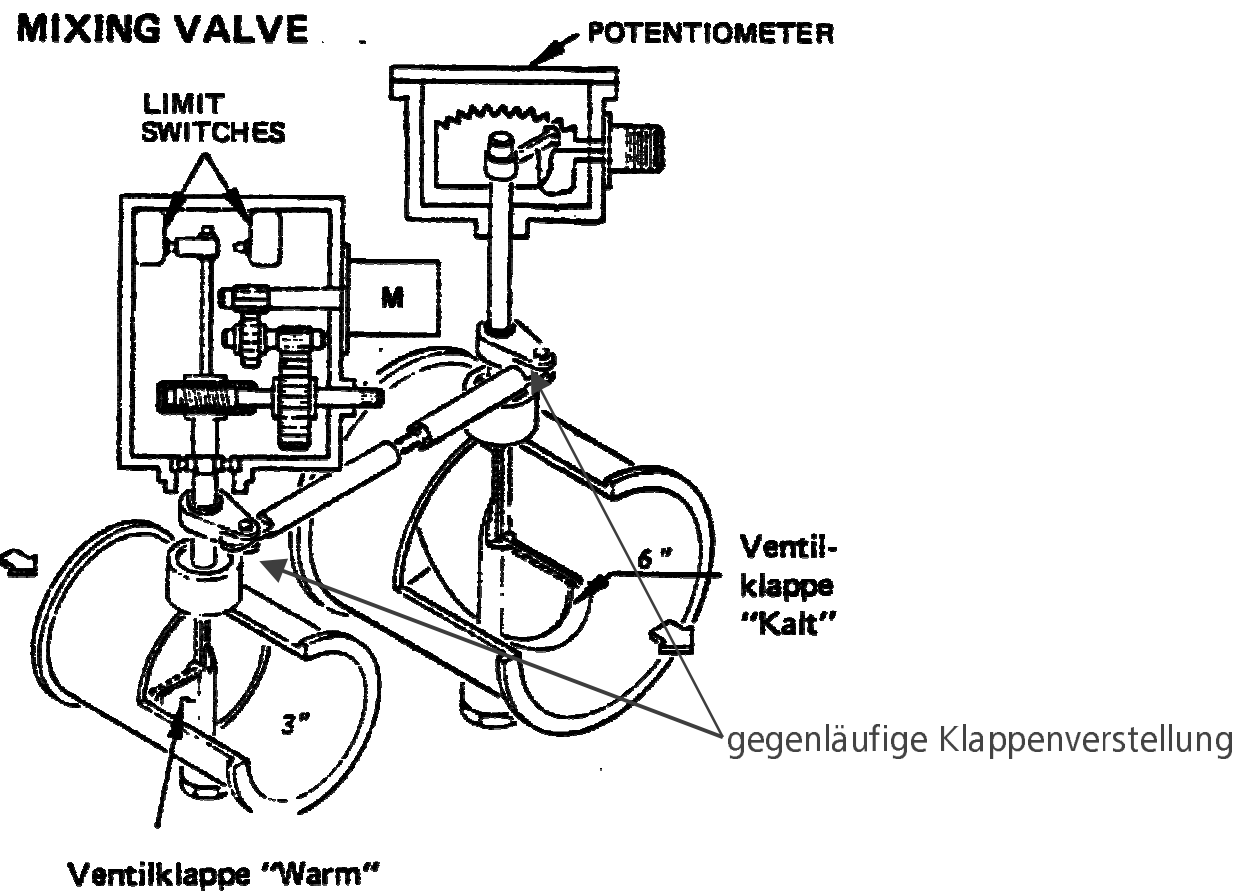


- Die Klappen des *mixing valve* sind so angeordnet, dass sie sich gegenläufig verstellen, d.h. die eine Klappe fährt auf und die andere schließt oder vice versa. Es wird also jeweils eine unterschiedliche Luftmenge eingestellt.
- Das bedeutet, dass in Regelposition praktisch aus dem Kaltluftkanal Temperaturen um 2 °C und aus dem Heißluftkanal Temperaturen um 100 °C herauskommen – ABER IN UNTERSCHIEDLICHEN MENGEN.
- Das Zusammenführen bzw. Vermischen dieser unterschiedlichen Luftmengen ergibt schließlich der erforderliche Temperatur im Versorgungskanal zur Kabine hin.
- Bei Überhitzung im Versorgungskanal wird eine Schutzeinrichtung wirksam, die entweder das *mixing valve* in „voll kalt“-Position fahren lässt oder aber die gesamte Anlage abschaltet.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Mischen von Kalt- und Warmluft durch das Verstellen eines Mischventil (*mixing valve*)

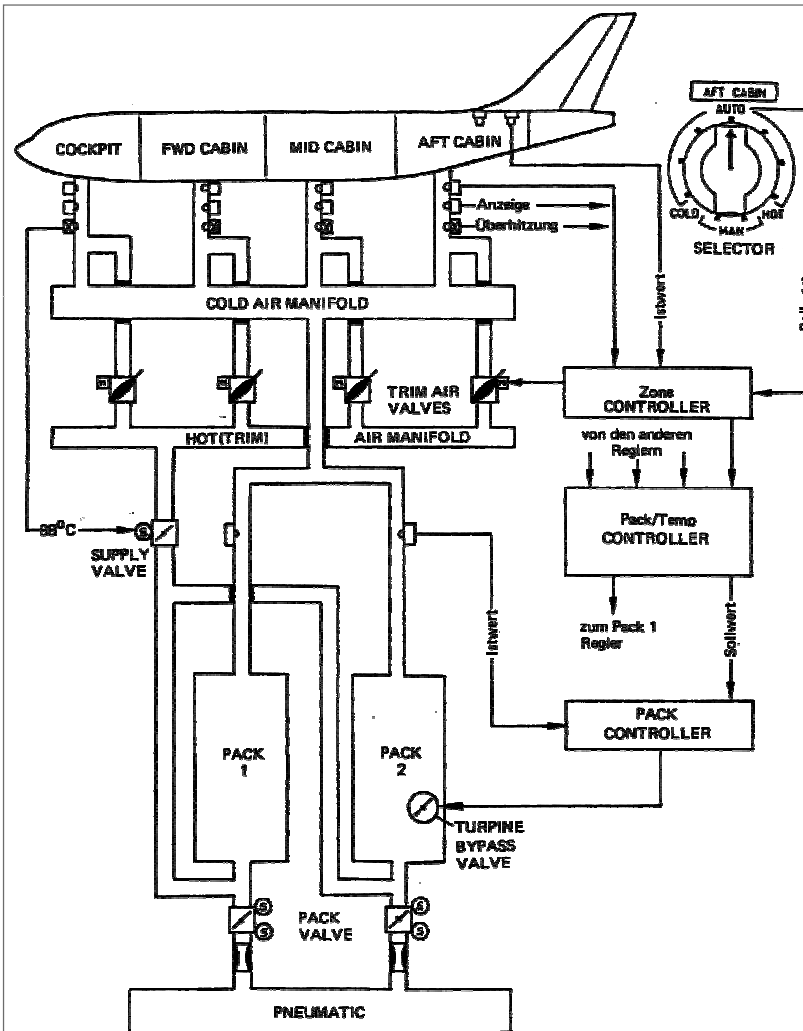


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Zonentemperaturregelung



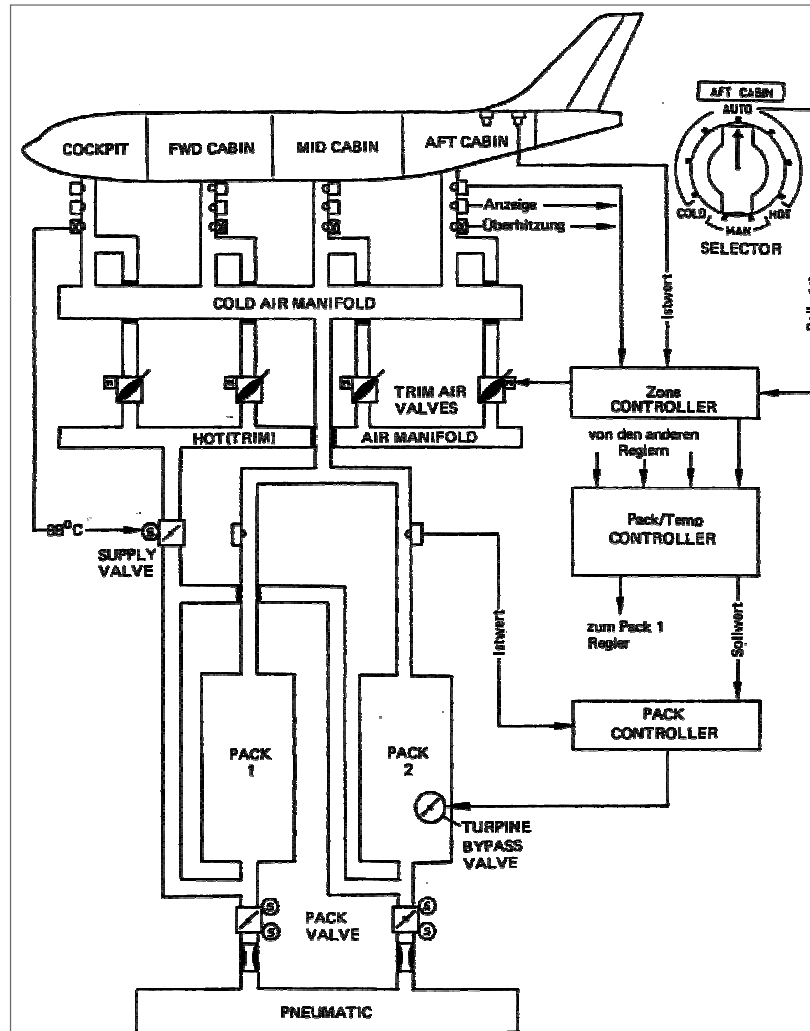
- Bei Klimaanlage in Großraumflugzeugen, in denen für verschiedene Räume unterschiedlicher Wärmebedarf notwendig ist, spricht man von einer sog. **Zonentemperaturregelung**.
- Hierbei wird im stabilisierten Temperaturzustand von den Kühlanlagen diejenige Temperatur geliefert, die von der Kabinenzone mit der kleinsten Temperaturvorwahl gewünscht wird.
- In die Zonen mit einer höheren Temperaturvorwahl wird aus einem Heißluftsammelkanal über einzelne Ventile Heißluft zugemischt, um die gewünschte Temperatur zu erreichen.
- Bei einer solchen Anlage bildet jede Zone für sich einen eigenen Regelkreis mit Vorwahlknopf, Regler und Temperaturfühler.
- Alle Zonenregler melden ihren Kühlbedarf an eine zentrale Regeleinheit (*pack/temp-controller*), die so die Ausgangstemperatur aller Kühlanlagen entsprechend steuert.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Zonentemperaturregelung

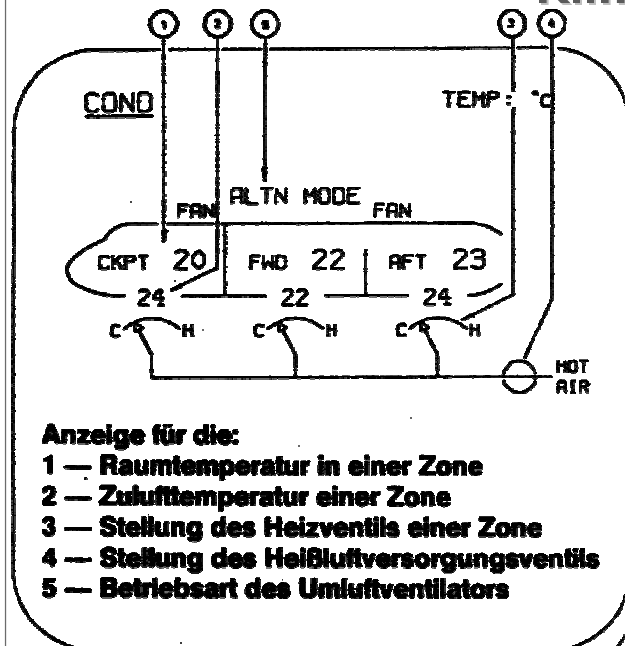


- Um die Rohrleitungen in jeder Betriebsart vor Überhitzung zu schützen, sind weitere Temperaturschalter installiert. Diese lassen entweder das Mischventil in die „voll-kalt“-Position fahren oder die Heißluftversorgung absperren.
- Kann die Klimaanlage des Flugzeuges am Boden aus irgendeinem Grund nicht zur Temperierung des ver-wendet werden, so kann über genormte 8"-Bodenanschlüsse klimatisierte Luft über das vorhandene Rohrleitungssystem in die Kabine eingespeist werden.
- Die Anschlüsse befinden sich am Kaltluftsammelekanal und sind mit Rückschlagventilen ausgestattet, um ein Rückströmen zu verhindern.

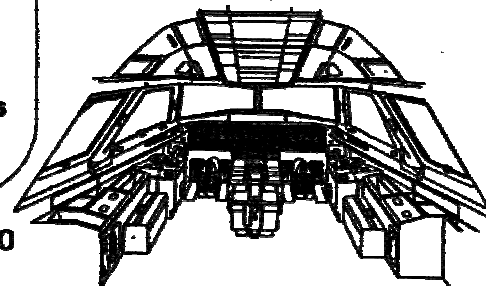
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Temperaturanzeigen

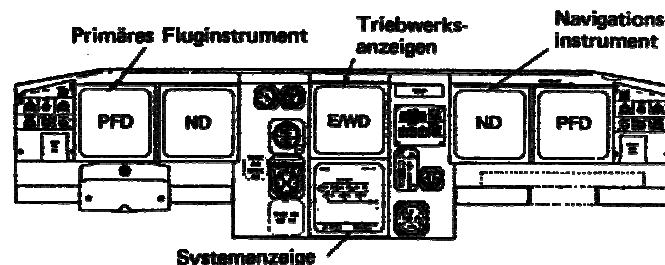


Airbus A 320

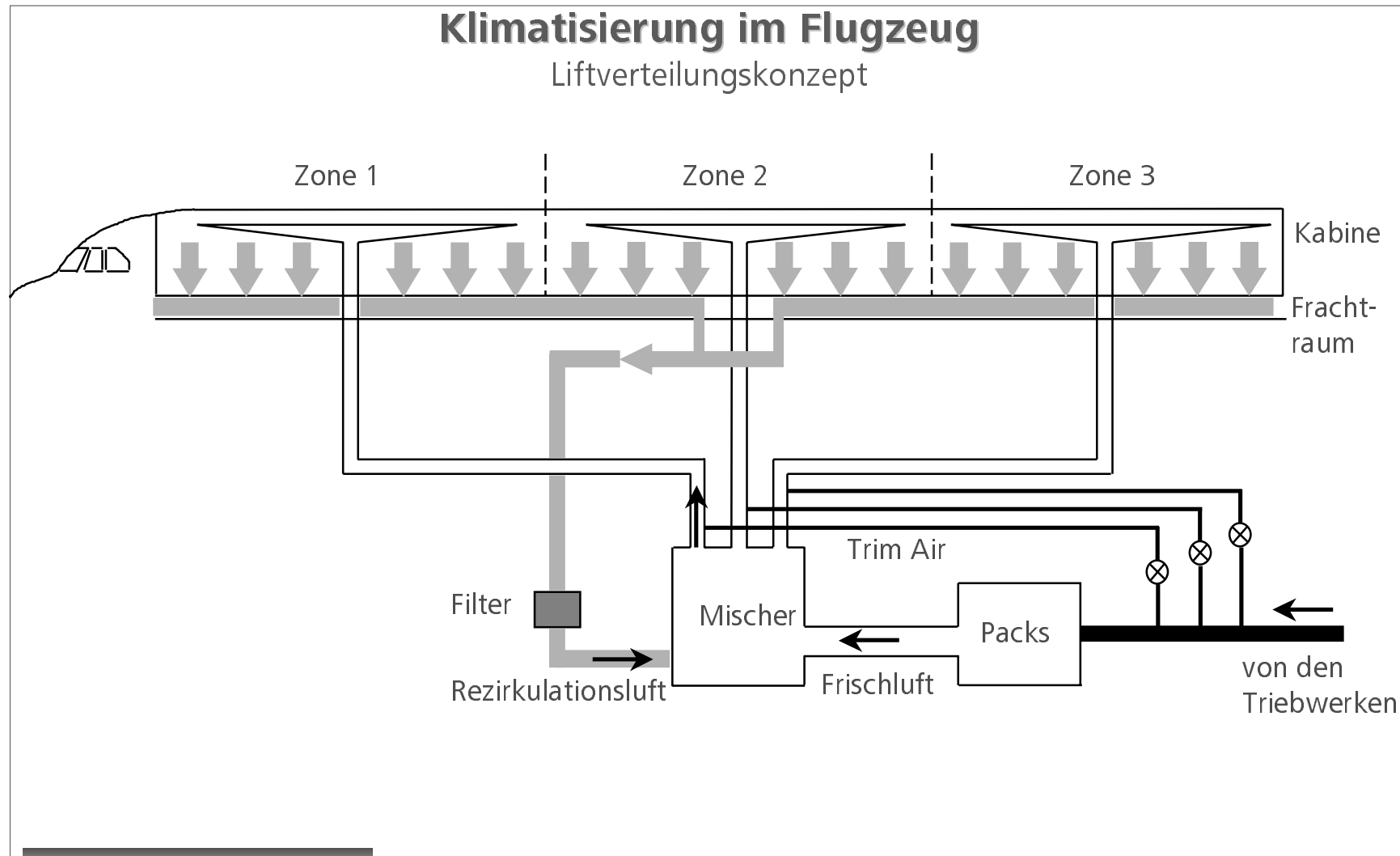


- Um dem Cockpitpersonal jederzeit die herrschenden Temperaturen anzuzeigen, befinden sich im Cockpit entsprechende Anzeigeeinstrumente.
- Hierauf können entweder nur die in der Kabine herrschenden Temperaturen angezeigt werden oder auch die in den Rohrleitungen jeweils vorliegenden. Die Übertragung erfolgt über elektrische Fühler

- Um möglichst die genaue Temperatur zu erhalten wird Luft aus der Kabine abgesaugt und zu dem Fühler geleitet.
- Hierzu werden elektrisch angetriebene Ventilatoren verwendet.



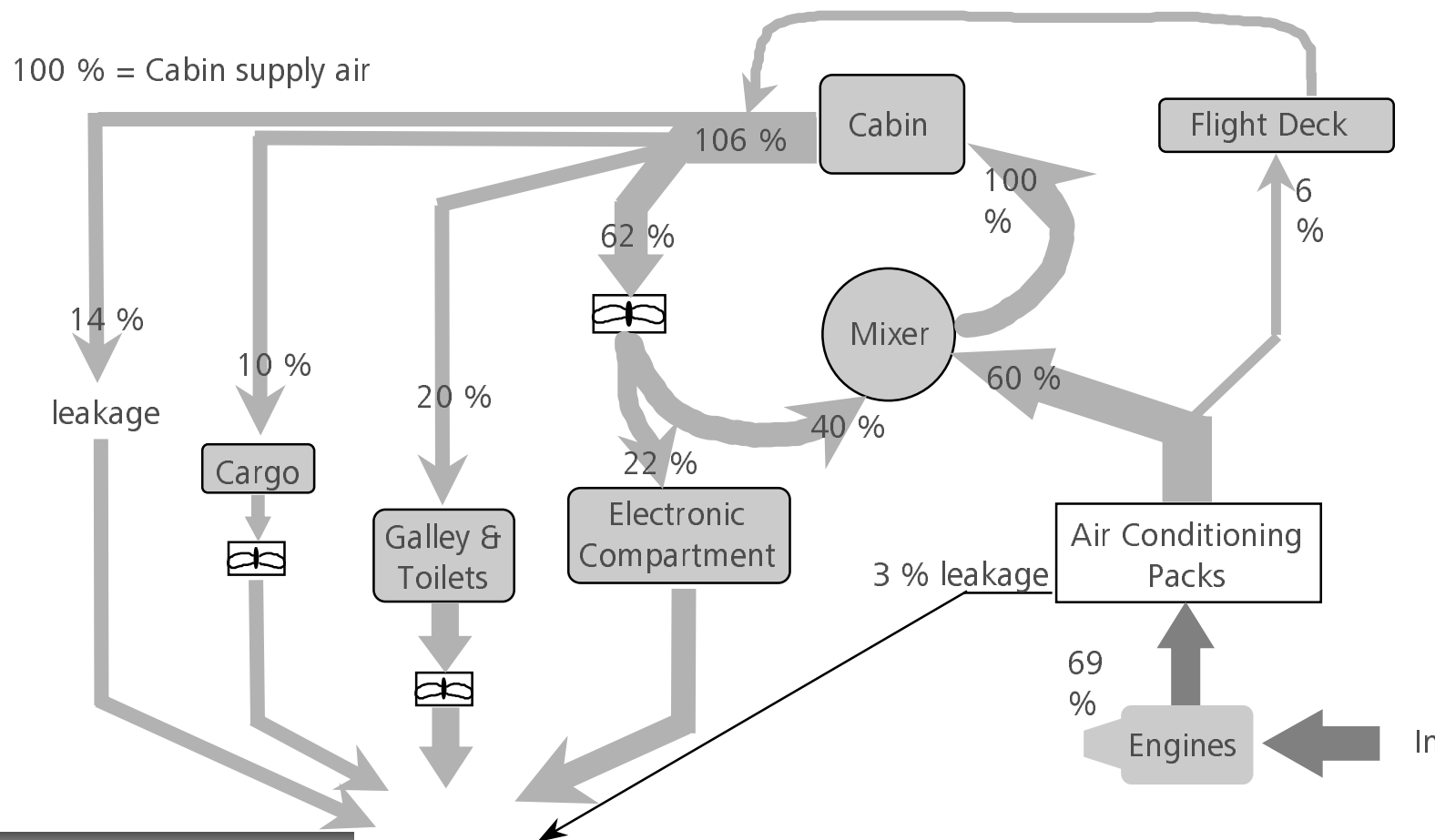
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



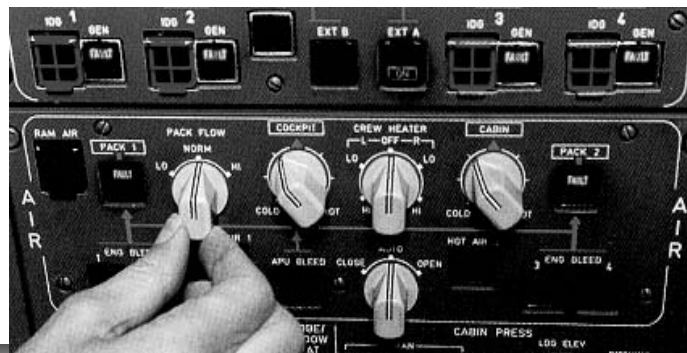
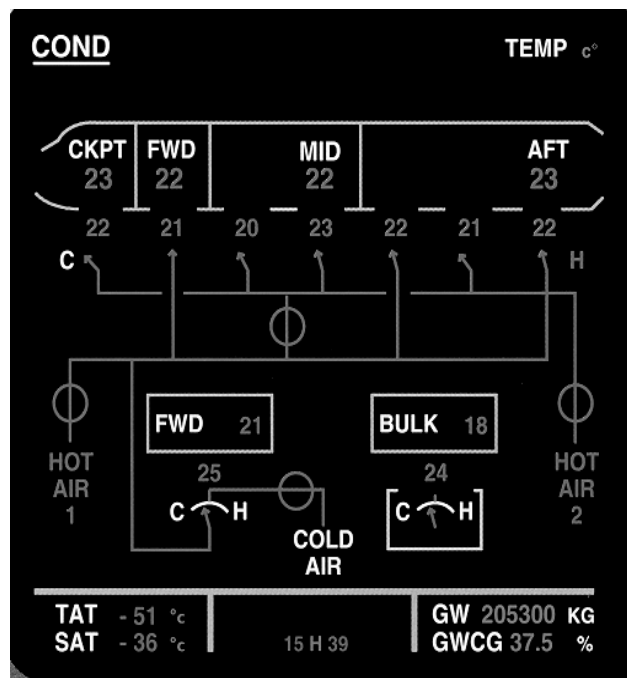
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

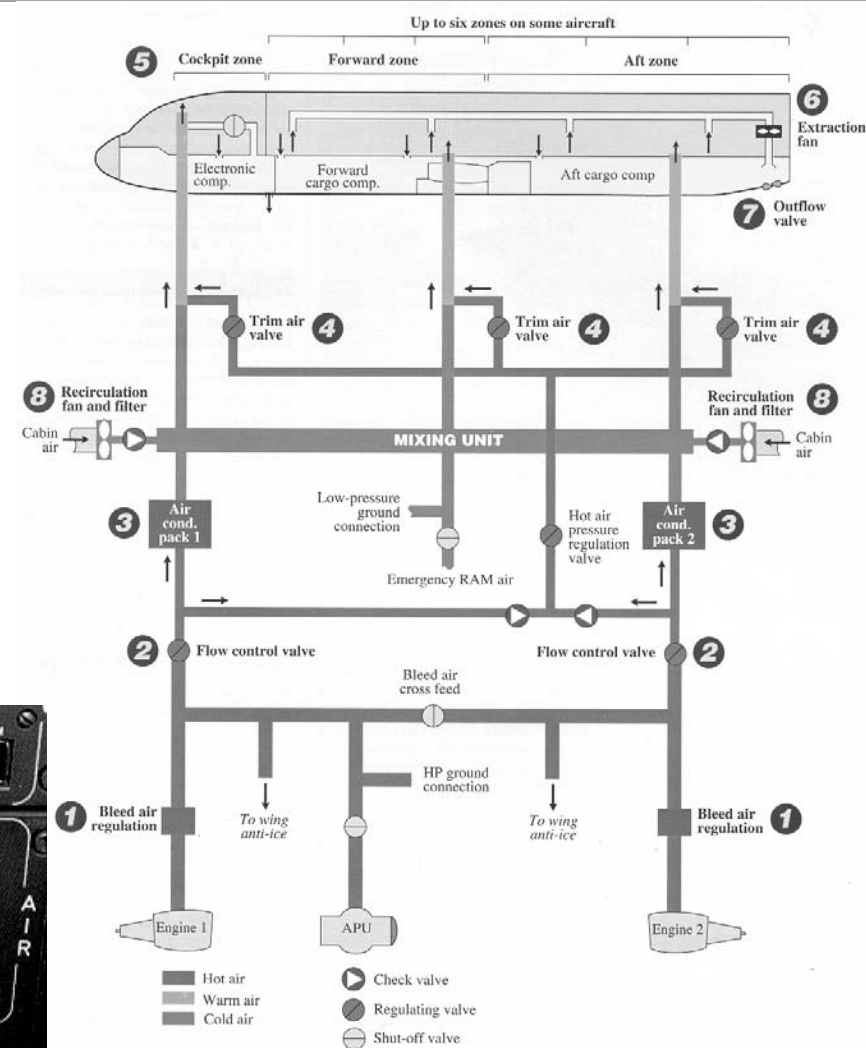
Gesamtluftverteilung in einem Flugzeug



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

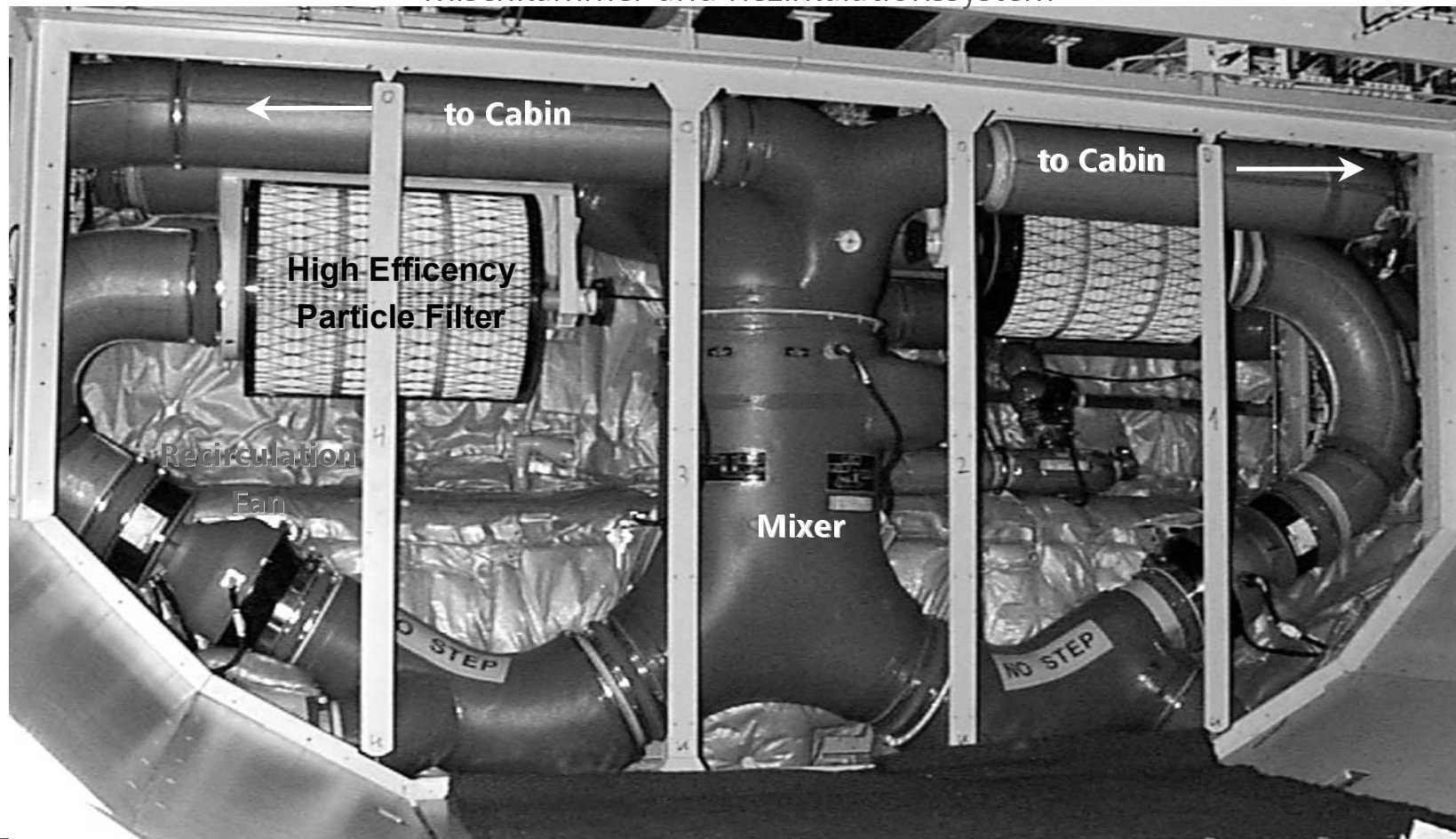


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

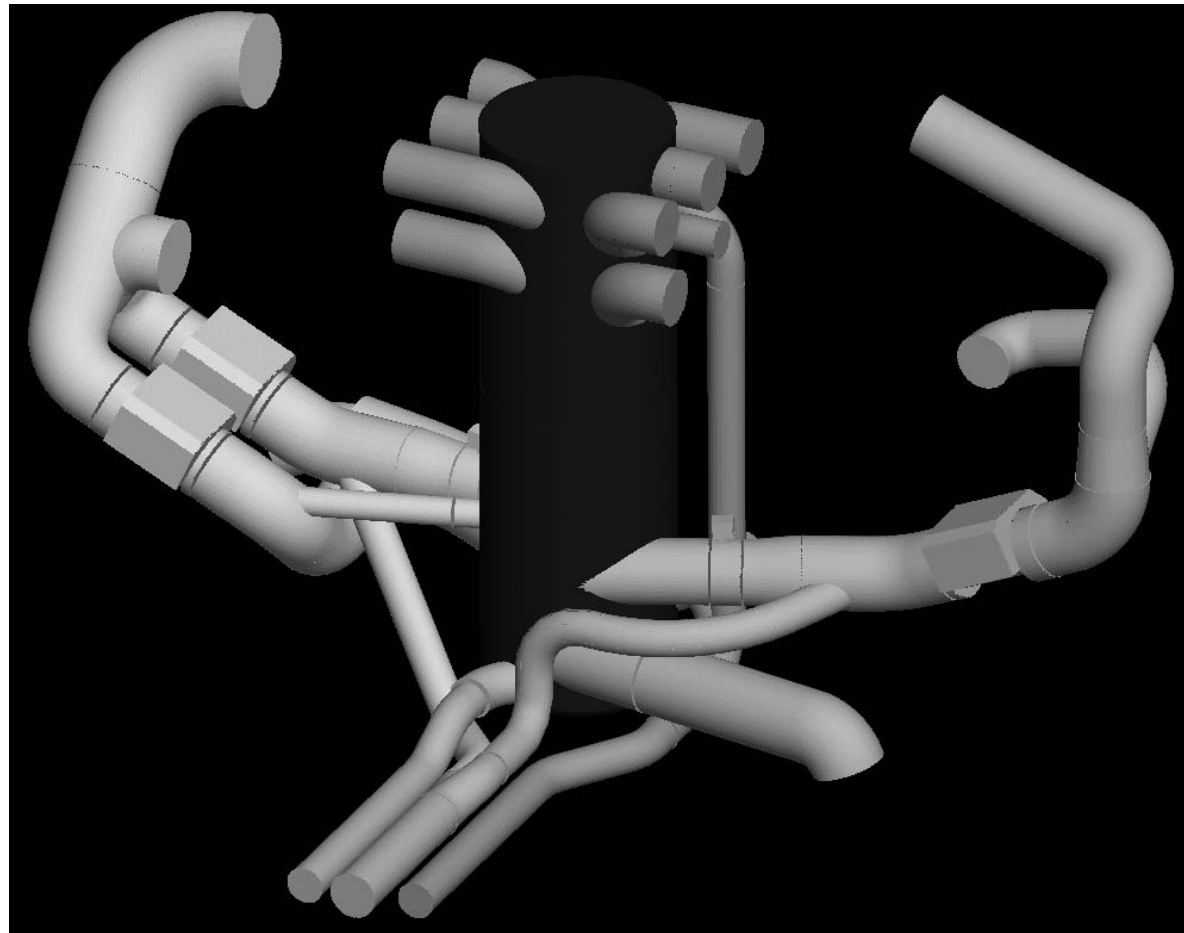
Mischkammer und Rezirkulationssystem



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Mischkammer Airbus A340-600

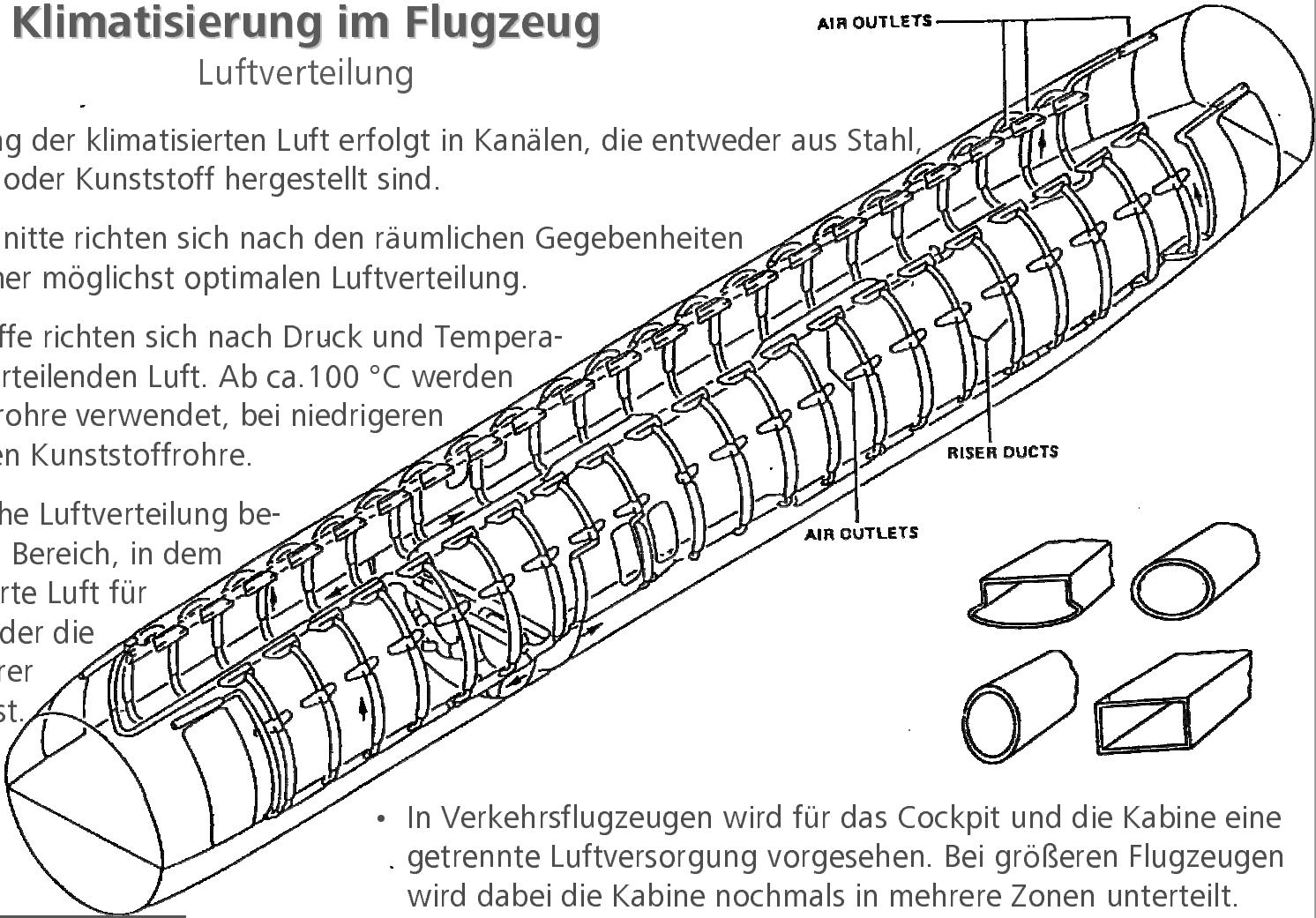


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Luftverteilung

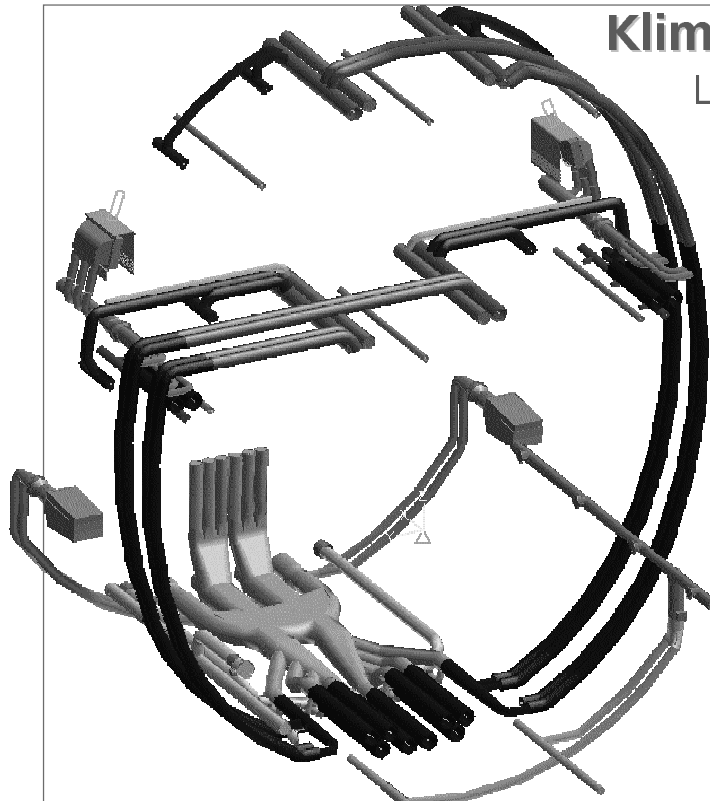
- Die Verteilung der klimatisierten Luft erfolgt in Kanälen, die entweder aus Stahl, Leichtmetall oder Kunststoff hergestellt sind.
 - Ihre Querschnitte richten sich nach den räumlichen Gegebenheiten und nach einer möglichst optimalen Luftverteilung.
 - Die Werkstoffe richten sich nach Druck und Temperatur der zu verteilenden Luft. Ab ca. 100 °C werden Leichtmetallrohre verwendet, bei niedrigeren Temperaturen Kunststoffrohre.
 - Die eigentliche Luftverteilung beginnt in dem Bereich, in dem die temperierte Luft für die Kabine oder die Flugzeugführer aufbereitet ist.
- 
- In Verkehrsflugzeugen wird für das Cockpit und die Kabine eine getrennte Luftversorgung vorgesehen. Bei größeren Flugzeugen wird dabei die Kabine nochmals in mehrere Zonen unterteilt.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

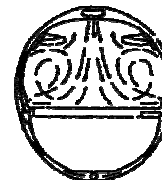


Klimatisierung im Flugzeug

Luftverteilung in der Kabine



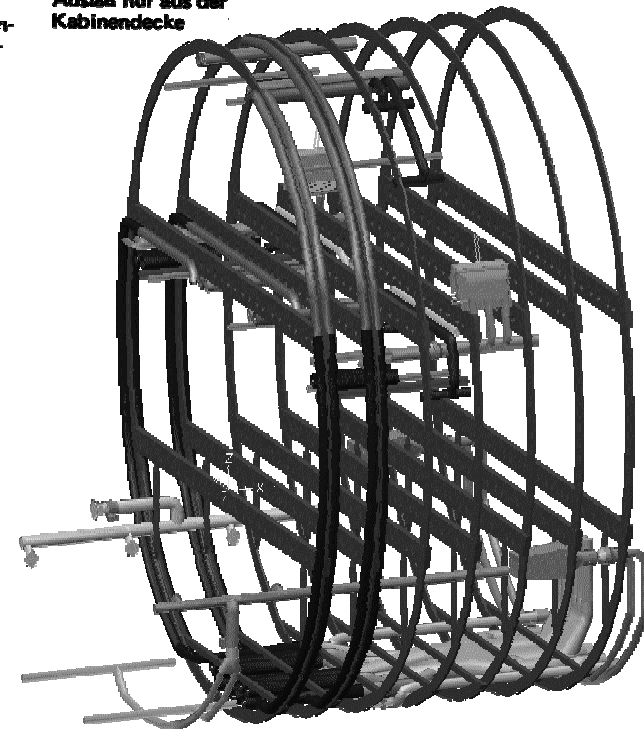
Auslaß nur im Bereich der Seitenwand



Kombination zwischen Decken- und Seitenwand-auslaß



Auslaß nur aus der Kabinendecke



- Die Luftverteilung in der Kabine erfolgt zonal aus Deckenkanälen oder aus Auslässen im Bereich der Staukästen (Hutablage – Handgepäckablage).
- Der Luftaustritt soll so konzipiert sein, dass mögliche keine Luftgeräusche entstehen und auch keine Zugluft auftritt.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Luftverteilung in der Kabine

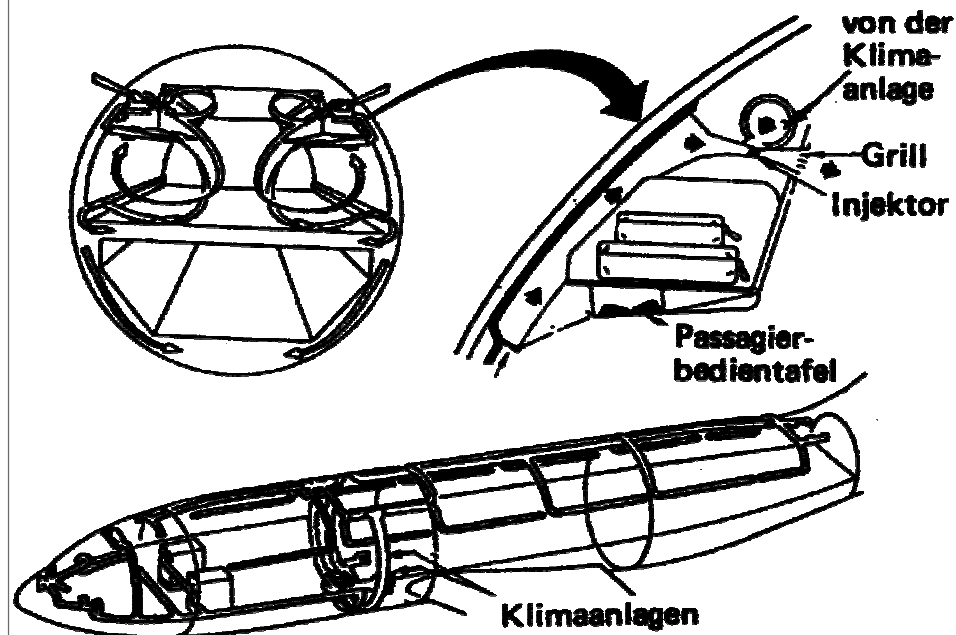


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Lufteinspeisung und Abluftgewinnung



- Da die Luftlieferung von den Klimaanlage meistens nicht so groß ist, um die mindestens geforderten Frischluftmengen pro Passagier zu erreichen, ($0.283 \text{ m}^3/\text{min} = 0.75 \text{ lb}/\text{min} = 10 \text{ ft}^3/\text{min}$), bedient man sich eines zusätzlichen Umluftsystems, bei dem ein Teil der abgeführten Luft wieder mit in die Kabine eingespeist wird.
- Es gibt unterschiedliche Methoden der Rückgewinnung.
- Das Bild zeigt die Abluftrückgewinnung beim Airbus A300.
- Die klimatisierte Luft wird über eine Vielzahl von Ejektorpumpen in die Kabine eingespeist.

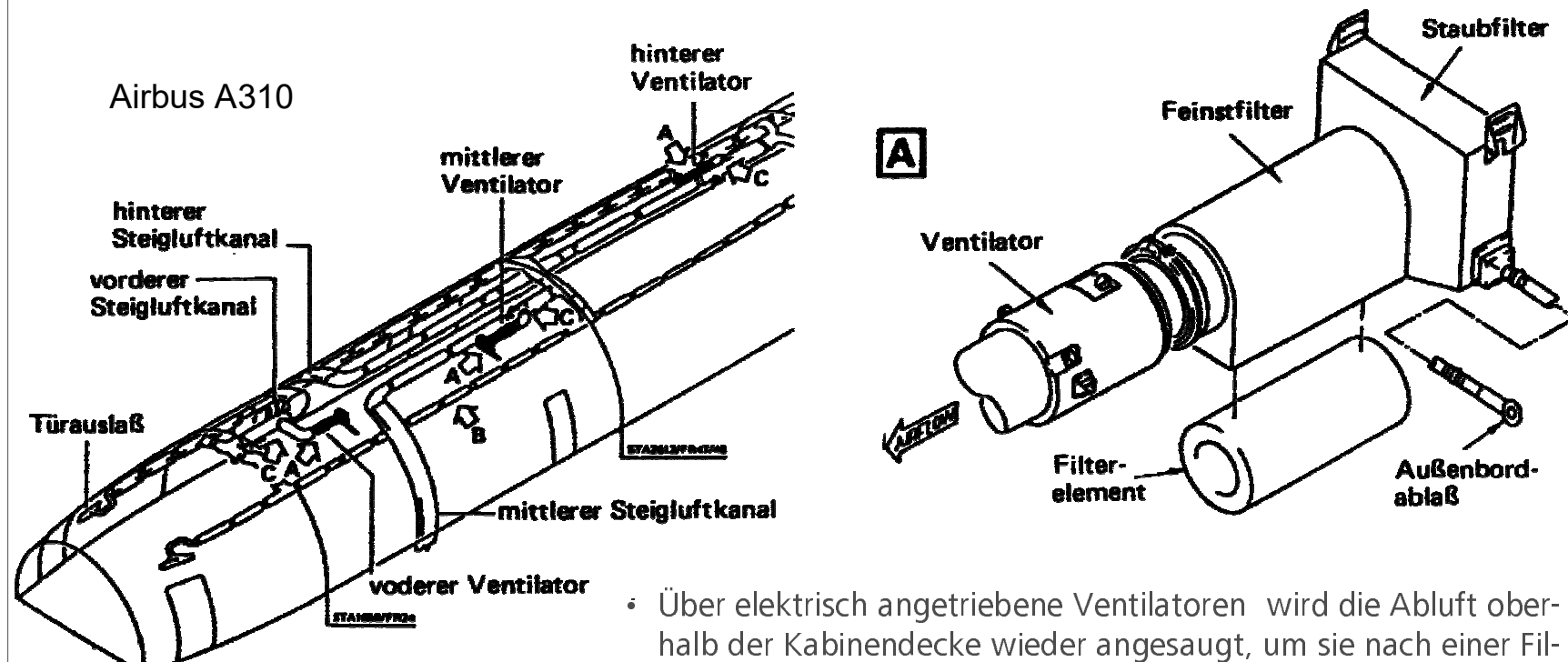
- Durch die Ejektorwirkung (Unterdruck) wird Abluft angesaugt, mit der klimatisierten Luft vermischt und wieder in die Kabine eingespeist.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Klimatisierung im Flugzeug

Kabinenluftumwälzung mit Komponenten

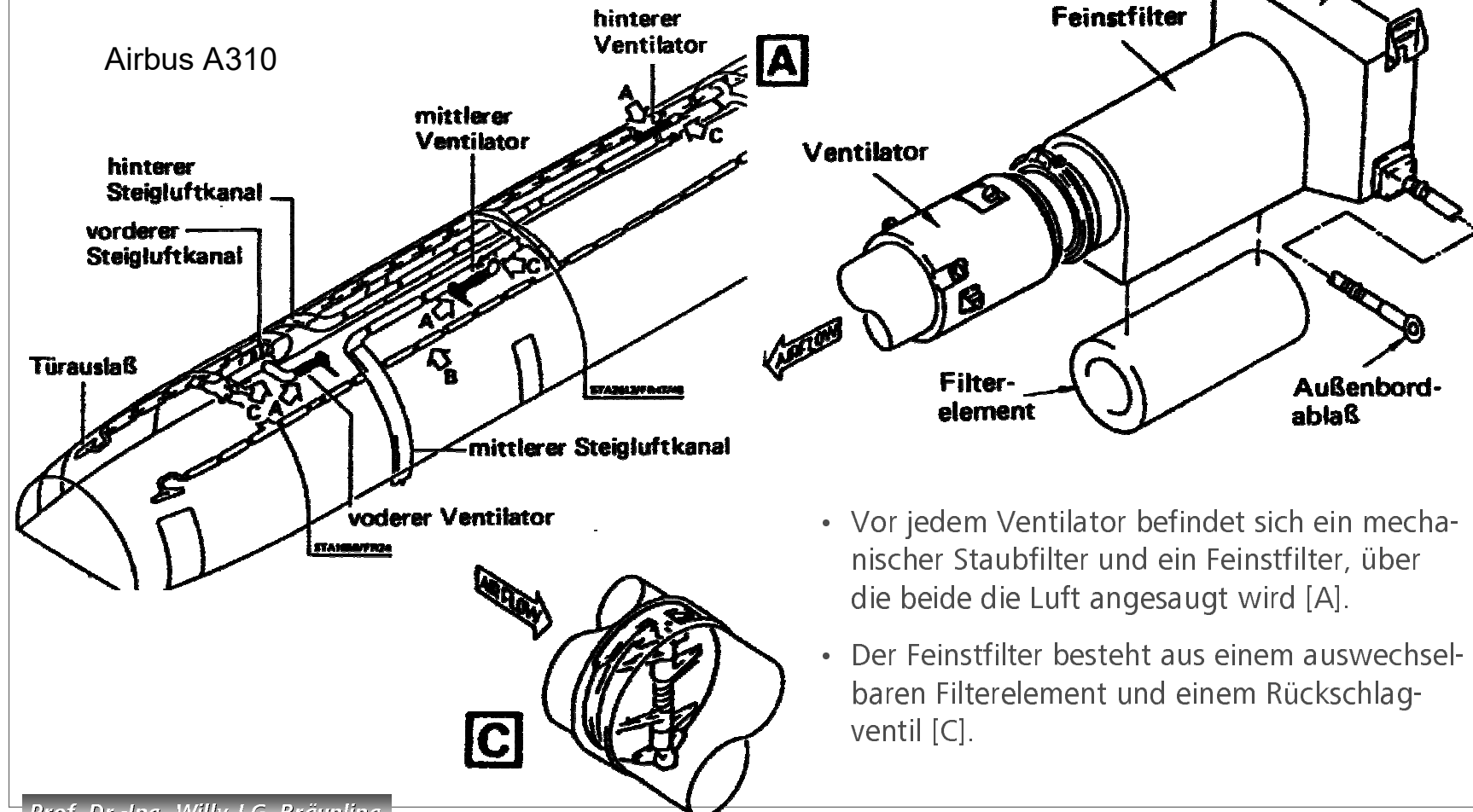


- Über elektrisch angetriebene Ventilatoren wird die Abluft oberhalb der Kabinendecke wieder angesaugt, um sie nach einer Filterung wieder mit in das normale Verteilersystem einzuspeisen.
- Bei dieser Methode wird zwischen 40 und 50 % der Kabinenzuluft ständig umgewälzt.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Kabinenluftumwälzung mit Komponenten

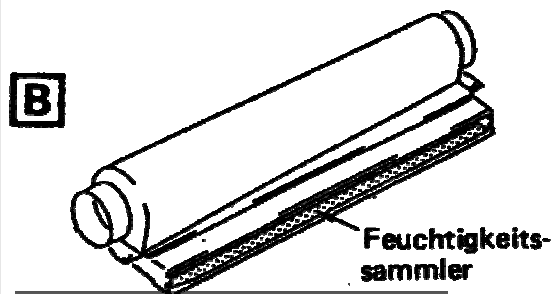
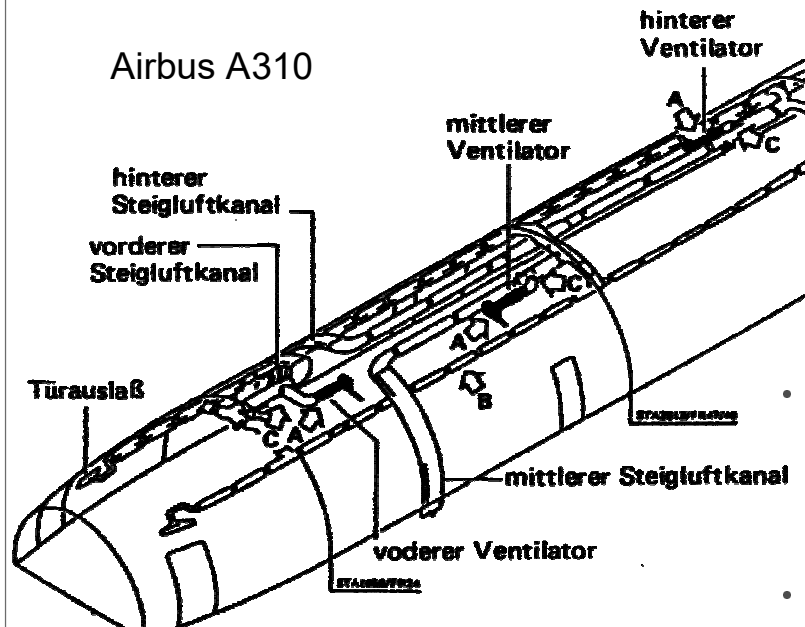


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

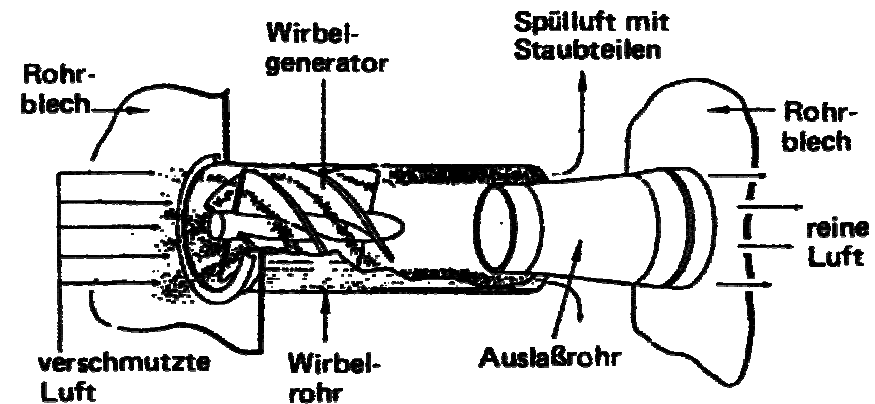
Klimatisierung im Flugzeug

Kabinenluftumwälzung mit Komponenten

Airbus A310



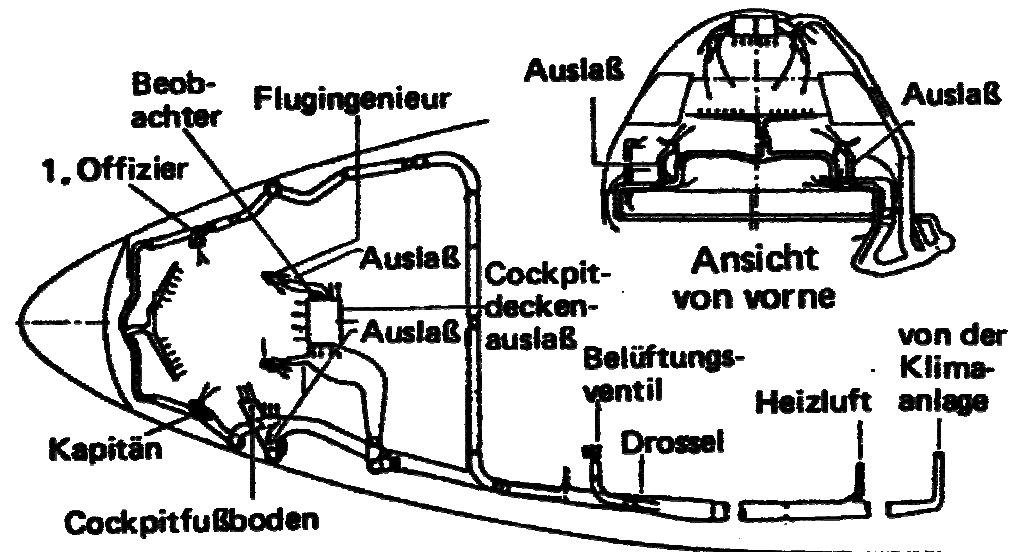
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



- Der Staubfilter besteht aus einer großen Anzahl kleiner Röhrcen, in denen die durchströmte Luft in eine Drehbewegung versetzt wird, wobei die Staubteilchen nach außen geschleudert werden.
- Der so gesammelte Staub wird über einen Außenbordan-schluss mittels natürlicher Druckdifferenz direkt außen-bords geleitet.
- In die Luftauslässe oberhalb der seitlichen Staufächer sind zusätzlich Filzstreifen [B] eingesetzt, die eine bestimmte Menge an Kondenswasser aufnehmen können und diese beim Betrieb der Klimaanlage wieder an die Kabinenluft abgeben zu können.

Klimatisierung im Flugzeug

Luftverteilung im Flugzeugführerraum

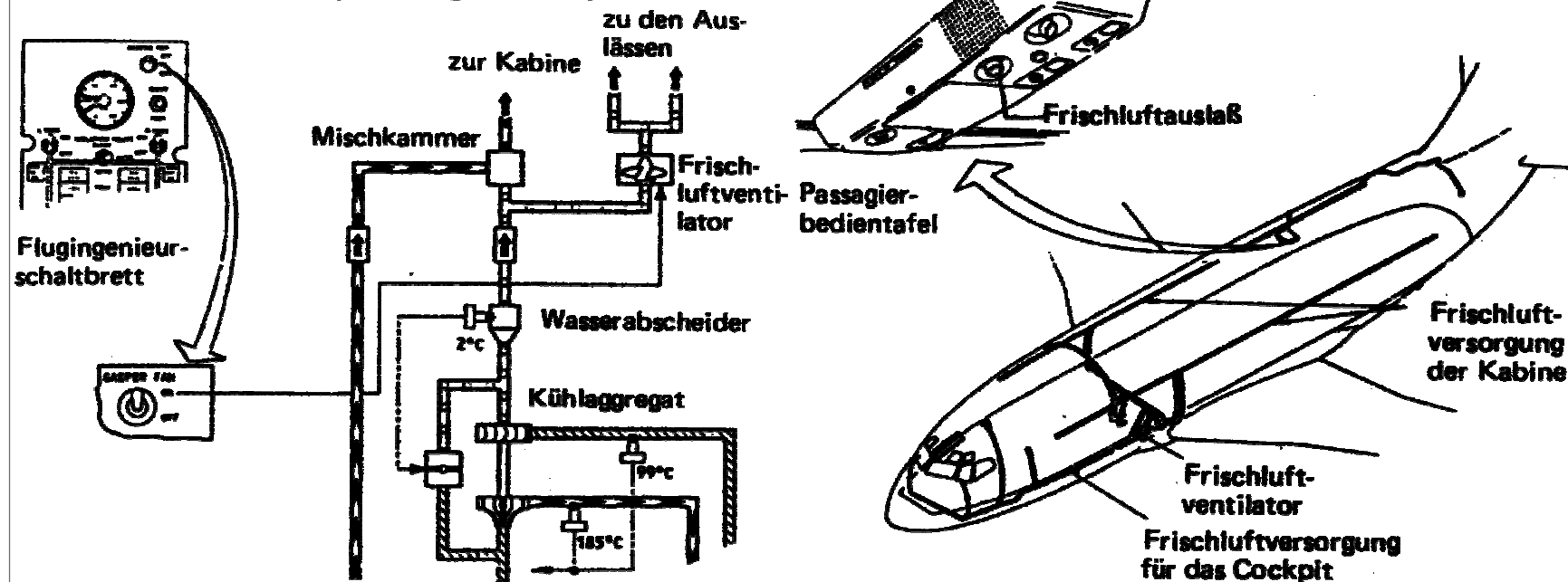


- Die Luftverteilung für das Cockpit ist meistens sehr weit verzweigt, weil hier zusätzlich noch weitere Bedürfnisse zu erfüllen sind als in der Kabine.
- Jedes Besatzungsmitglied soll direkt mit klimatisierter Luft versorgt werden.
- Das Beschlagen der Cockpit-Scheiben soll verhindert werden.
- Es soll auf keinen Fall Zugluft entstehen.
- Aus diesen Forderungen resultiert schließlich immer eine große Anzahl von Auslässen im Cockpit.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Das Frischluftsystem (*gasper system*)

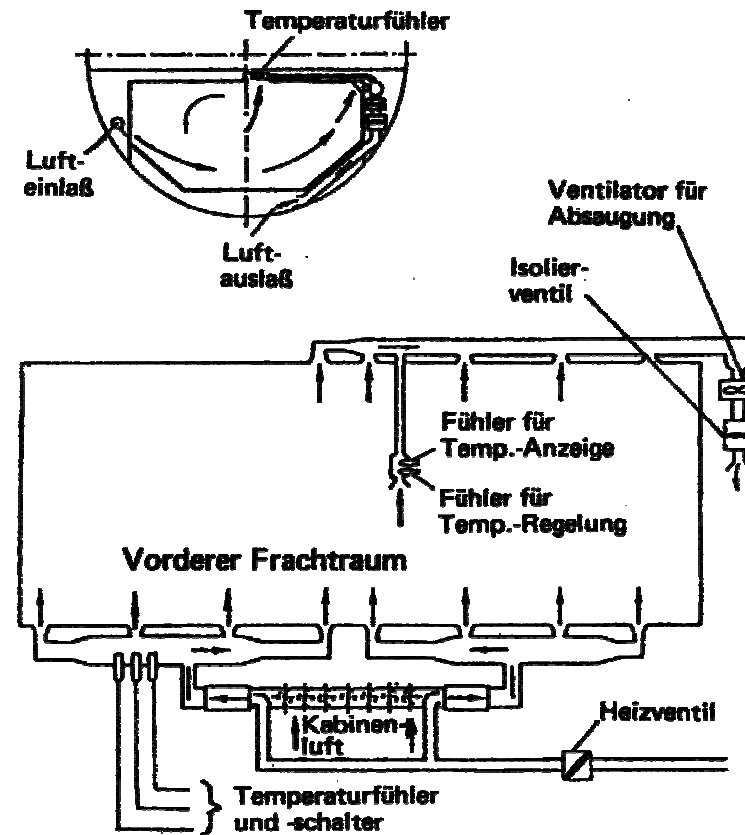
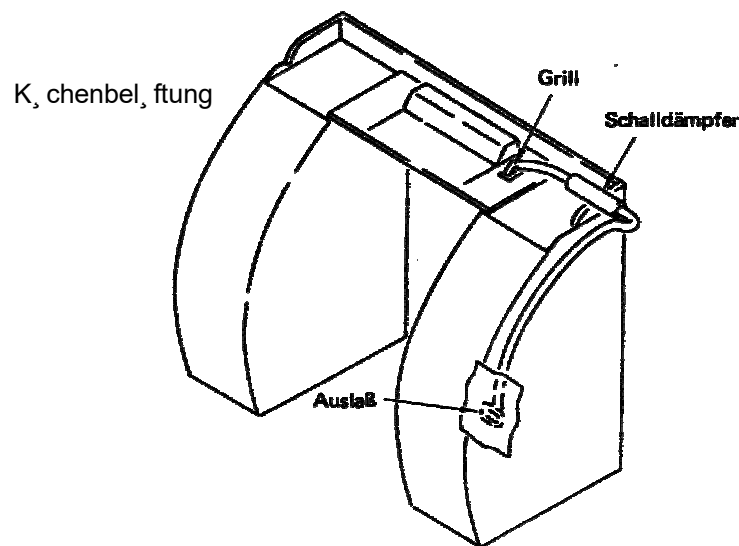


- Für das Frischluftsystem wird i.allg. die Kaltluft nach dem Wasserabscheider abgezweigt und in ein separates Rohrsystem geleitet.
- Für jeden Passagier besteht so die Möglichkeit, sich von seinem Platz aus über eine regelbare Düse mit Frischluft zu versorgen.
- Die Luftbereitstellung erfolgt direkt über die Klimaanlage, kann aber mengenmäßig über einen elektrisch angetriebenen Ventilator zusätzlich erhöht werden.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Belüftung von
Küchen-, Wasch- und Frachträumen

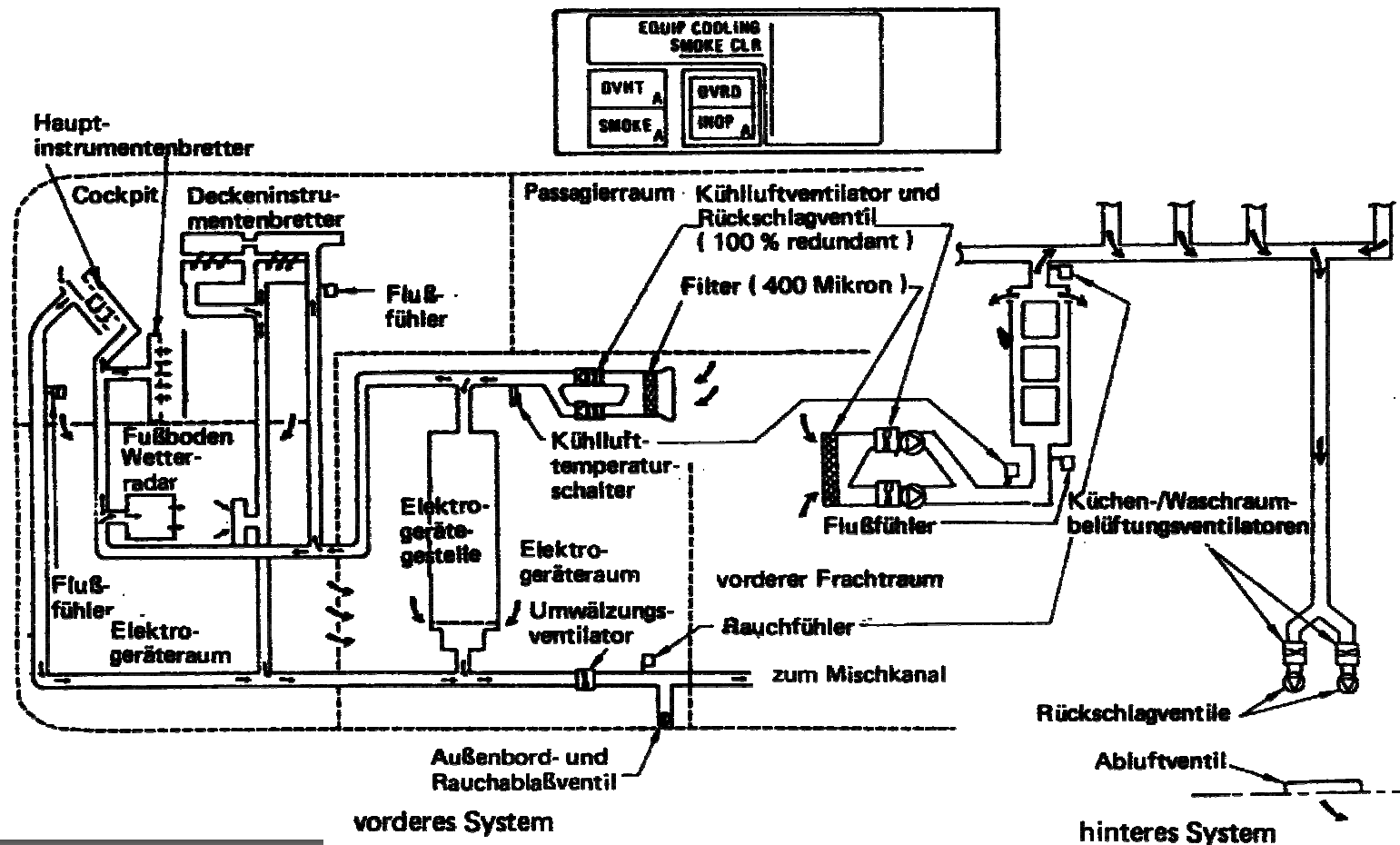


- Für das Belüften bestimmter Räume im Flugzeug verwendet man entweder
 - den Differenzdruck zwischen der Kabine und der Atmosphäre oder
 - elektrisch angetriebene Ventilatoren, wenn keine Druckdifferenz existiert (am Boden).

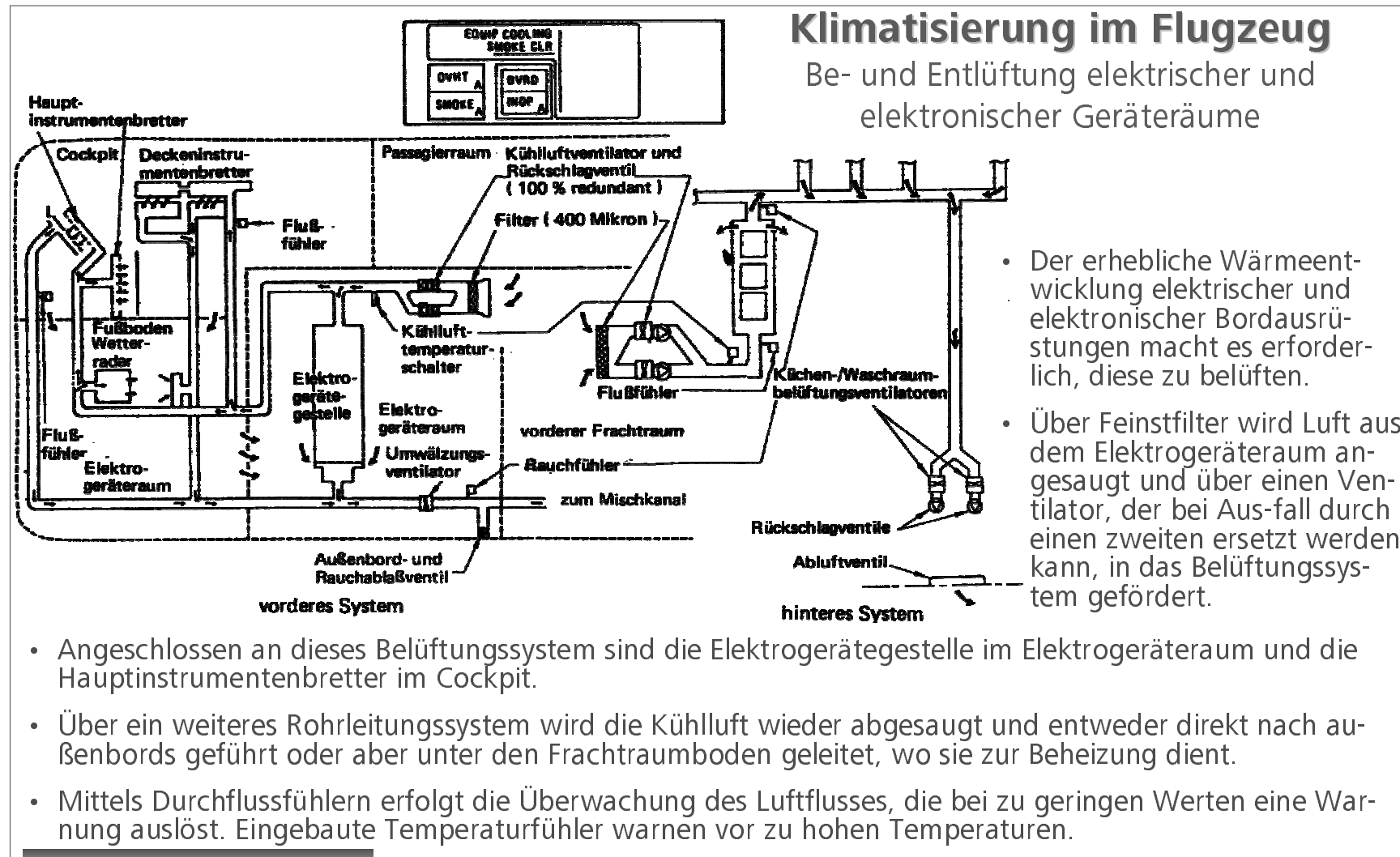
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Be- und Entlüftung elektrischer und elektronischer Geräte Räume



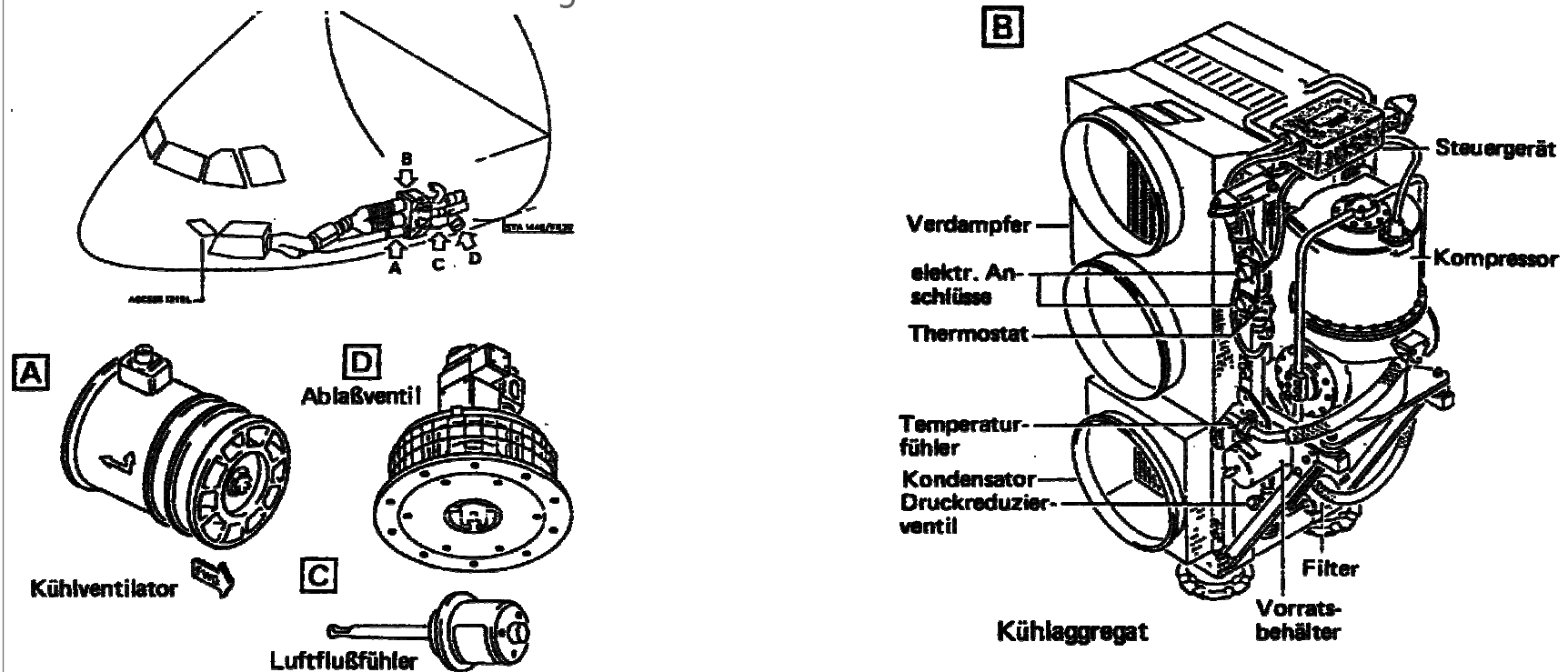
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Be- und Entlüftung elektrischer und elektronischer Geräteräume

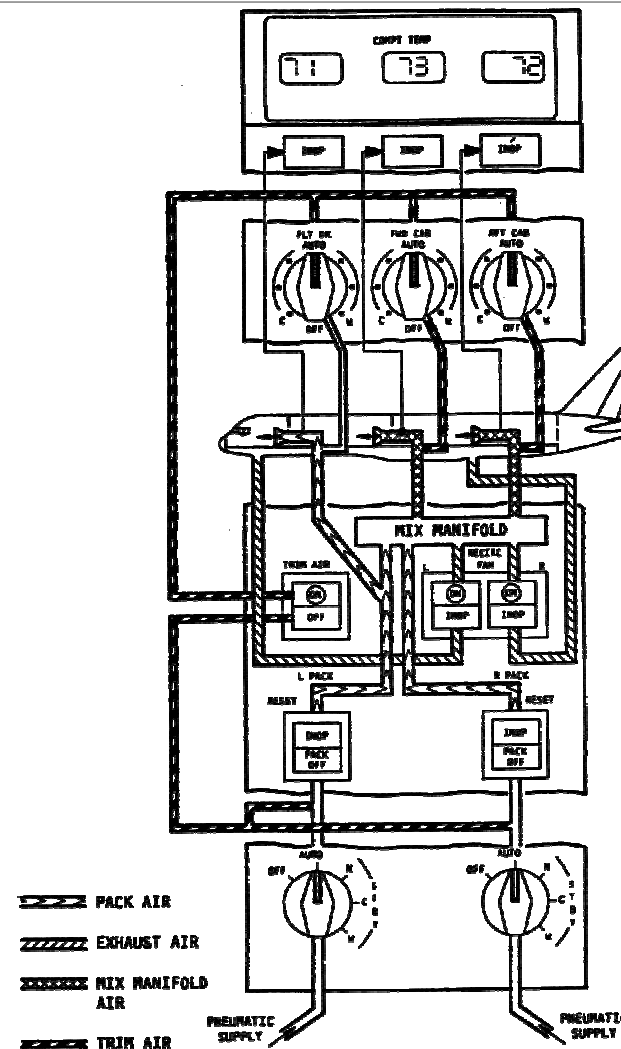


- In Flugzeugen, die hauptsächlich in heißen Gebieten eingesetzt werden, wird häufig im Bodenbetrieb für die Gerätekühlung ein eigenes Kühlaggregat eingesetzt.
- Dieses Kühlaggregat arbeitet ähnlich wie eine Verdampferkühlanlage, d.h. wie ein Kühlschrank.
- Die Kühlluft wird direkt nach außenbords gefördert

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Klimatisierung im Flugzeug

Beispiel: Klimaanlage Boeing B757



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Video

„Air Conditioning“ am Beispiel Boeing B737



Abspielzeit: 11' 46"

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



ENDE
Klimaanlagen

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



ATA 26

Feuerschutzanlagen Feuerwarnung / Feuerlöschung

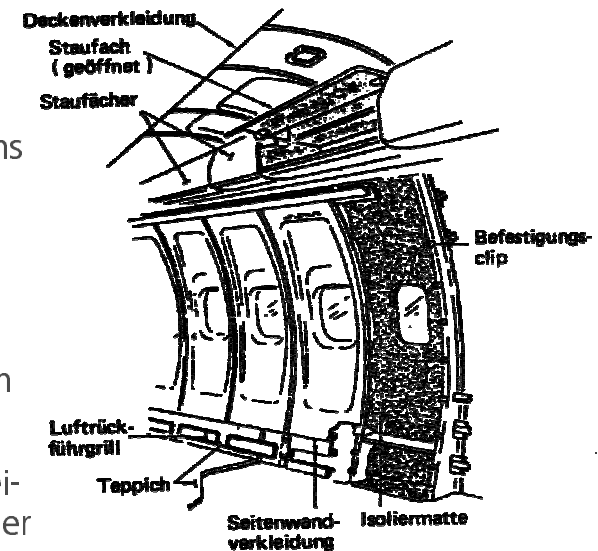
Fire Protection

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Allgemeiner Feuerschutz

Kabineneinrichtung – Innenverkleidung

- Bei der Innenverkleidung der Seitenwände, Decken und des Fußbodens sind die Feuerschutzforderungen der JAR/FAR §25.853 zu beachten, d.h. es sind für solche Verkleidungen
 - nicht brennbare oder
 - selbst verlöschende Materialien zu verwenden.
- Im Anhang F dieser Vorschrift wird für alle in der Kabine verwendeten Materialien der Nachweis des Selbstverlöschens gefordert.
- Dazu werden genau spezifizierte Bauteilproben mit Bunsenbrennern eine bestimmte Zeit lang beflammt. Die Brennzeit und die Brennlänge der Proben dürfen dann bestimmte, festgelegte Höchstwerte – gemäß der nachfolgenden Tabelle – nicht überschreiten:



selbstlöschend nach JAR/FAR § 25.853	Kategorie (a)	Kategorie (b)	Kategorie (c)	Kategorie (d)
Beflammungszeit [s]	60	12	15	15
Lage der Probe	senkrecht	senkrecht	waagerecht	waagerecht
Verbrennungslänge [cm]	15	20	----	----
Nachbrennzeit [s]	15	15	----	----
Tropfenbrennzeit [s]	3	5	----	----
Brenngeschwindigkeit [cm/s]			6.3	10

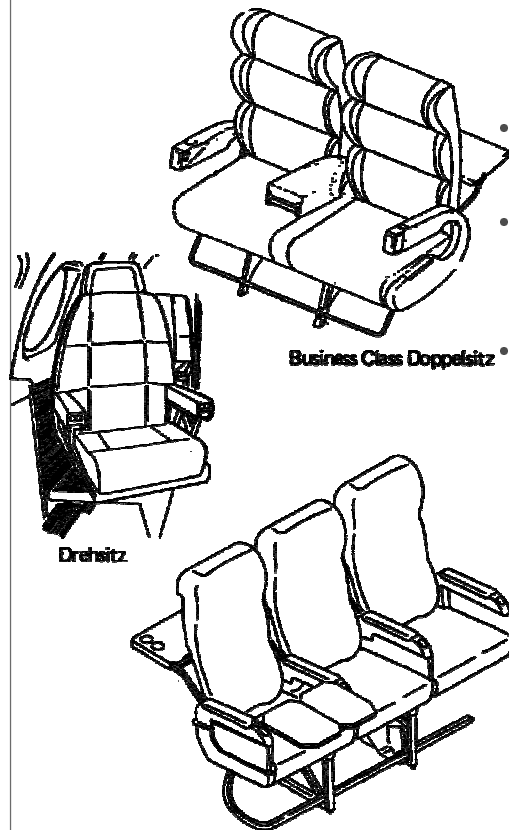
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Allgemeiner Feuerschutz

Kabineneinrichtung – Polsterung und Sitzbezüge

- Polsterungen und Sitzbezüge müssen denselben Prüfungen unterzogen werden, wie die zuvor beschriebenen.
- Dabei wird die Polsterung, die aus einem Schaumformteil mit einem feuerhemmenden Überzug besteht, als ein Bauteil betrachtet, da es zu Zeit noch keine völlig unbrennbaren Schäume gibt.
- Die folgende Skizze zeigt, wie sich ein feuerhemmender Überzug auf die Länge einer möglichen Fluchtzeit auswirken.

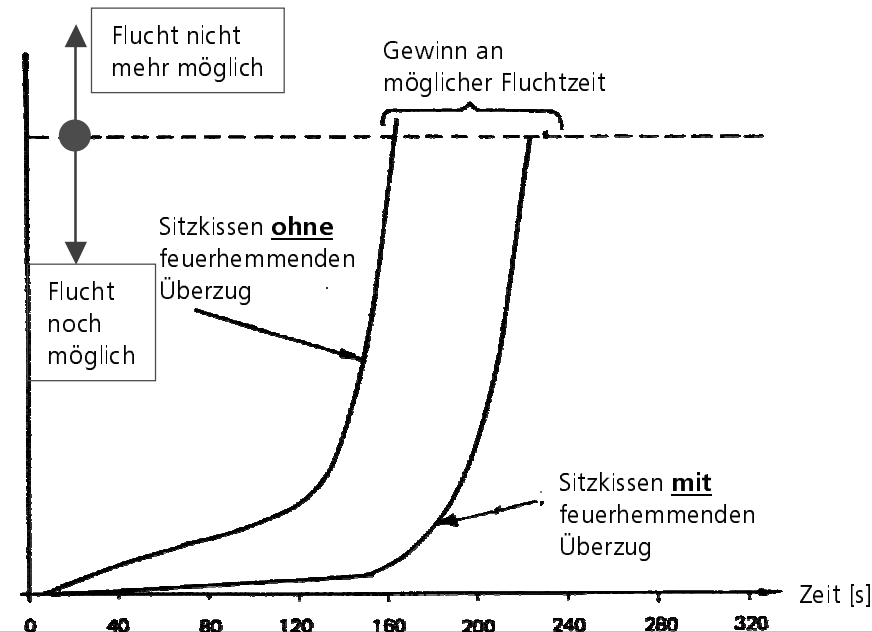


Business Class Doppelsitz

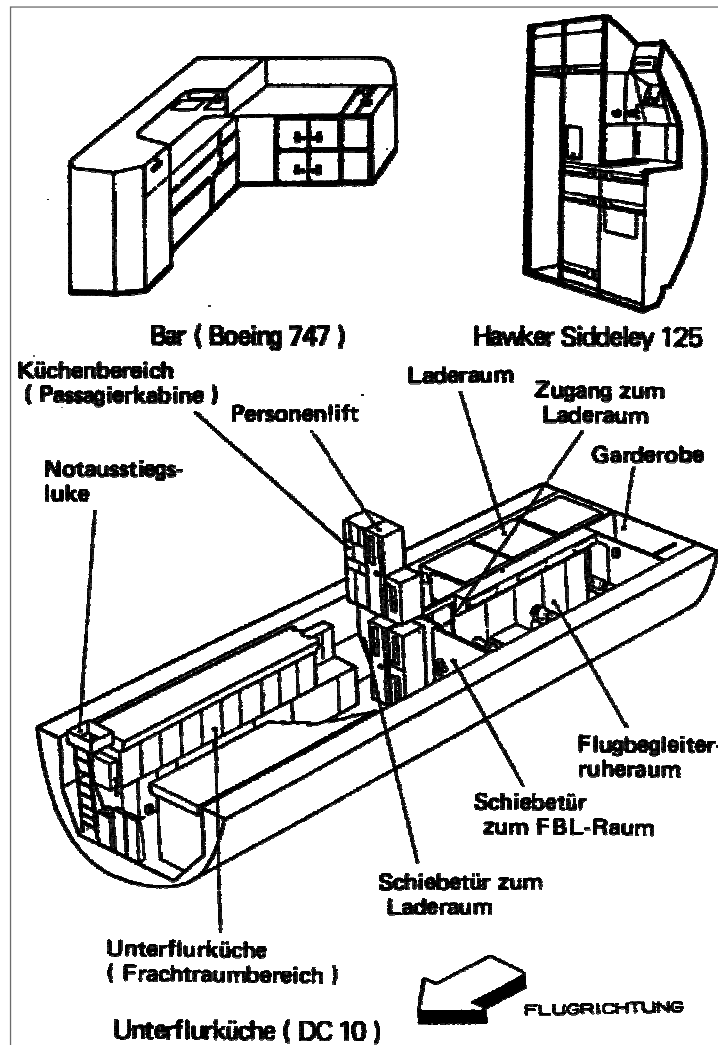
Drehsitz

Economy/Tourist Class Dreiersitz

- Die Aschenbecher in den Armlehnen müssen in einem separaten, nicht brennbaren Gehäuse platziert werden.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Allgemeiner Feuerschutz

Kabineneinrichtung – Küchen und Bar

- Früher wurden häufig auf Epoxydharz-Verbindungen basierende Materialien verwendet

Vorteil: gut verarbeitbar, hohe mech. Festigkeit und schwer entflammbar

Nachteil: intensive Rauchentwicklung bei größeren Bränden

- Als Ersatzmaterial werden auf Phenolharz basierende Werkstoffe verwendet

Nachteil: ungünstige Festigkeitseigenschaften

- Als Trägerschichten und Farbgrundlagen wurden früher Polyvinylchlorid (PVC) und als Kleber- und Oberflächenbeschichtungen wurde Polyvinylflourid („Tedler“) verwendet:

Vorteil: gut zu reinigen, keine Neigung zum Vergilben

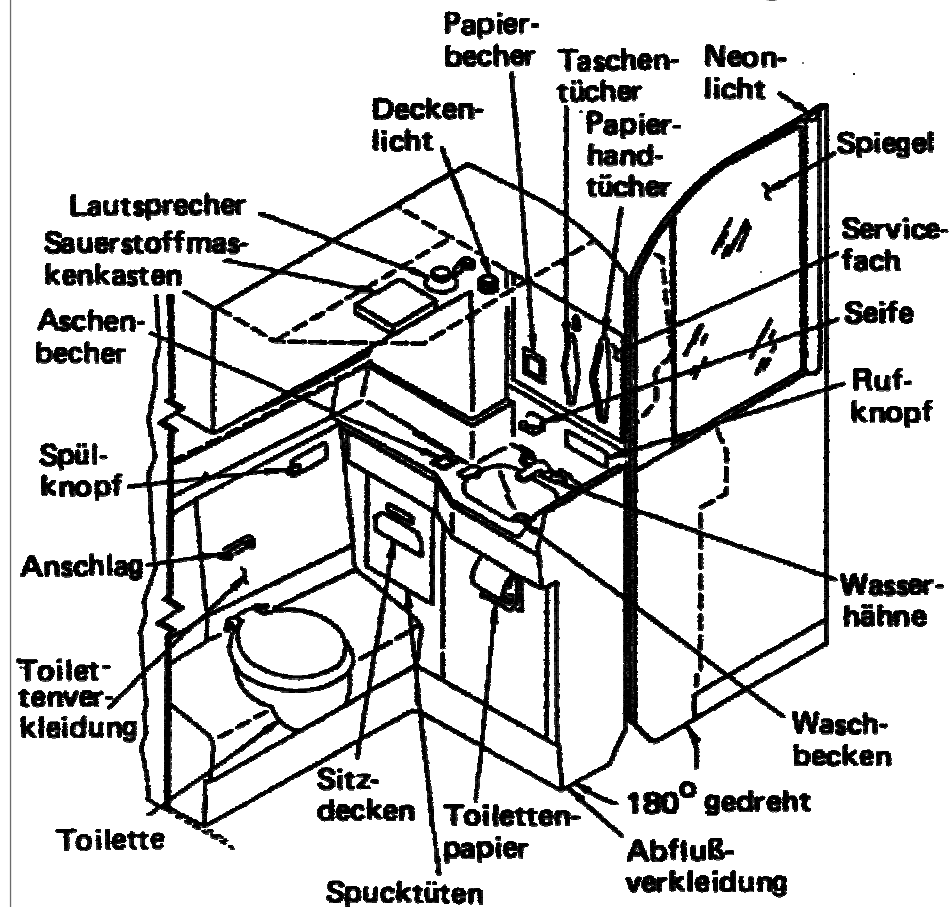
Nachteil: entwickelt unzulässige Mengen an giftigen Gasen bei Bränden

- Deswegen ist die Farbbasis heutiger Folien Acryl und die Polyvinylflourid-Kleberschichten wurden in der Dicke halbiert.



Allgemeiner Feuerschutz

Kabineneinrichtung – Toiletten und Waschräume



- In den Wasch- und Toilettenräumen besteht normalerweise Rauchverbot.
- Dennoch müssen auch hier verließ- und herausnehmbare Aschenbecher in gesonderten, feuerfesten Gehäusen eingebaut sein.
- Genauso müssen die Aufnahmebehälter für Handtücher, Papier und/oder Abfall wenigstens feuerhemmend sein und über Einrichtungen verfügen, die eine Feuerausbreitung verhindern.
- Zum Teil ist für jeden Abfallbehälter ein eigener kleiner Feuerlöscher eingebaut.

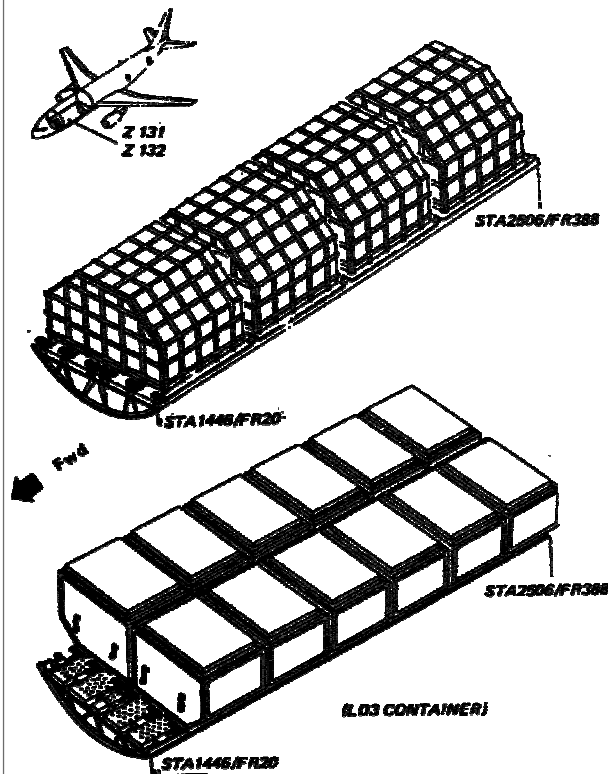
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bränling



Allgemeiner Feuerschutz

Frachtraumausrüstung – Klassifizierung

Nach JAR/FAR § 25.857 werden alle Frachträume eines Flugzeuges in die **Klassen A bis E** eingeteilt.

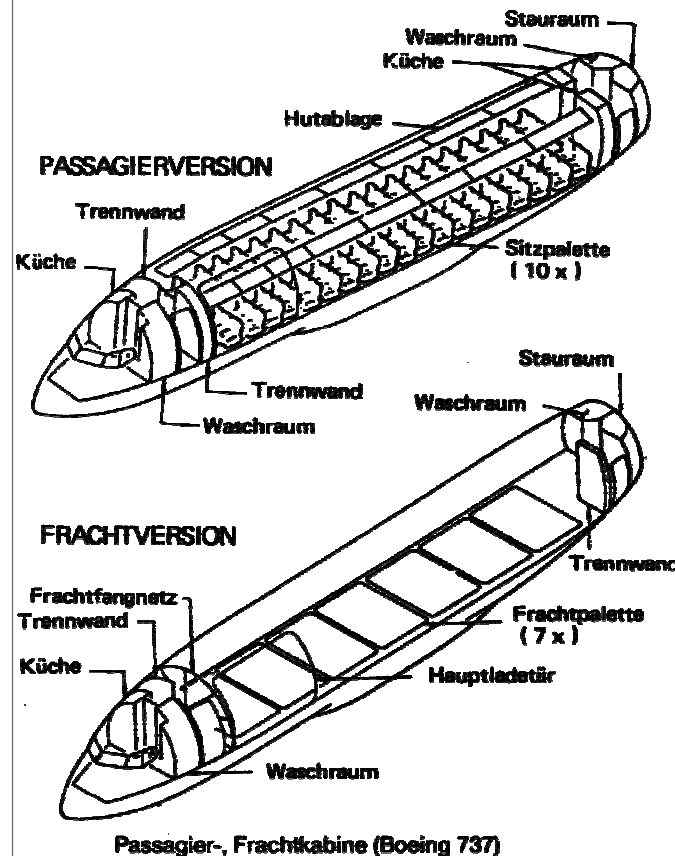


- Frachtraum der **Klasse A** (Kabine und Cockpit))
Frachträume, in denen ein Brand leicht durch ein Besatzungsmitglied entdeckt werden kann. Jeder Teil eines solchen Raums muss im Fluge leicht zugänglich sein.
- Frachtraum der **Klasse B** (Frachterhauptdeck z.B. Boeing B 737F)
Ein Fracht- oder Gepäckraum, in dem im Fluge genügend Zugänglichkeit für ein Besatzungsmitglied besteht, um mit einem Handfeuerlöscher wirksam alle Teile des Raums zu erreichen.
Bei Benutzung des Zugangs zum Frachtraum dürfen keine gefährlichen Mengen an Rauch, Flammen oder Feuerlöschmittel in die Kabine oder das Cockpit eindringen.
Frachträume der Klasse B müssen eine anerkannte Rauch- oder Brandfühlanlage haben, um am Platz eines Besatzungsmitgliedes eine Warnung ausgeben zu können.



Allgemeiner Feuerschutz

Frachtraumausrüstung – Klassifizierung



- Frachtraum der **Klasse C** (typischer Frachtraum von Verkehrsflugzeugen, wie z.B. A320)

Diese Frachträume erfüllen nicht die Anforderungen der Klassen A und B, jedoch besitzen sie eine anerkannte Rauch- und Brandfühlanlage, die eine Warnung im Cockpit auslöst.

Die Frachträume haben außerdem eine Feuerlöschanlage, die vom Cockpit aus bedient werden kann.

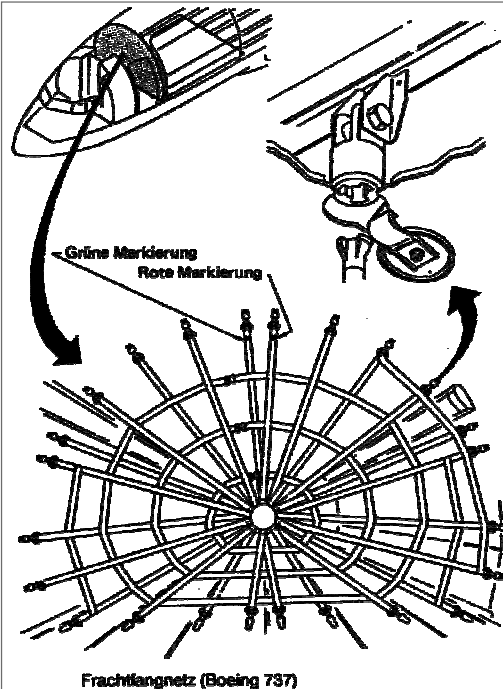
Die Frachträume müssen außerdem so verschließbar sein, dass keine Mengen an Rauch, Flammen und/oder Feuerlöschmittel in die Kabine oder das Cockpit gelangen können.

Dazu gehört auch, dass die Entlüftung und die Luftbewegung im Frachtraum so geregelt werden können, dass mittels des Löschmittels der Brand auch unter Kontrolle gebracht werden kann.

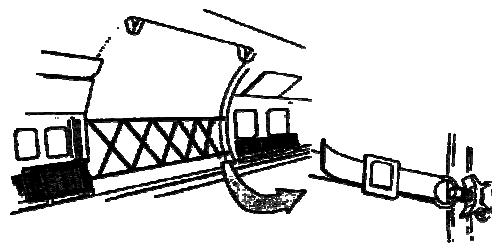


Allgemeiner Feuerschutz

Frachtraumausrüstung – Klassifizierung



Frachtraumnetz (Boeing 737)



Sicherheitsnetz (Boeing)

- Frachtraum der **Klasse D** (Frachträume für nicht lebende Fracht)

In Fracht- oder Gepäckräumen dieser Klasse muss ein entstehender Brand vollständig abgeriegelt werden können

Es müssen Einrichtungen vorhanden sein, die gefährliche Mengen an Rauch, Flammen und/oder Feuerlöschmittel von der Kabine oder dem Cockpit fernhalten.

Entlüftung und Luftbewegung müssen so zu regeln sein, dass ein Brand sich nicht über sichere Grenzen ausbreiten kann.

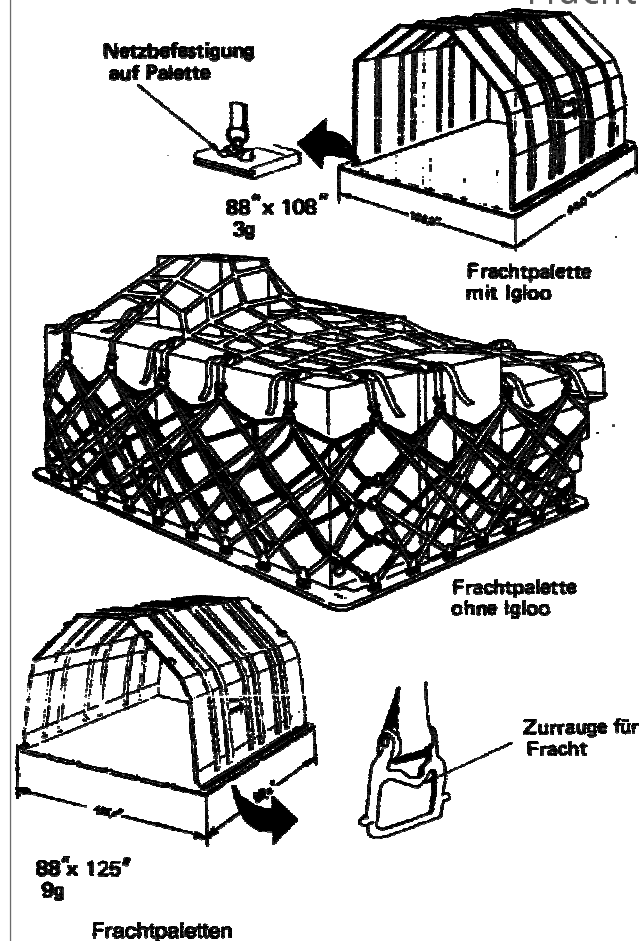
Der maximale Luftdurchsatz bei Frachträumen dieser Klasse, die weniger als 14 m³ Raum einnehmen, darf höchstens 42.5 m³/h betragen.

Hitzewirkung auf benachbarte kritische Teile des Flugzeuges dürfen nicht zu weiteren Gefahren führen.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Allgemeiner Feuerschutz

Frachtraumausrüstung – Klassifizierung



- Frachtraum der **Klasse E** (Frachterhauptdeck z.B. Boeing B747 F)

In Frachträume dieser Art befinden sich nur in reinen Frachtflugzeugen.

Sie besitzen eine Rauch- oder Brandspüranlage, die im Cockpit eine Warnung auslöst.

Vom Cockpit aus muss die Möglichkeit bestehen, die Belüftung zu oder innerhalb des Raums abzustellen.

Es muss sichergestellt sein, dass keine gefährlichen Mengen an Rauch, Flammen und/oder schädlichen Gasen in das Cockpit gelangen kann.

Für die Besatzung müssen Notausstiege unter allen Arten der Frachtbeladung jederzeit zugänglich sein.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Allgemeiner Feuerschutz

Frachtraumausrüstung – Klassifizierung – Zusammenfassung

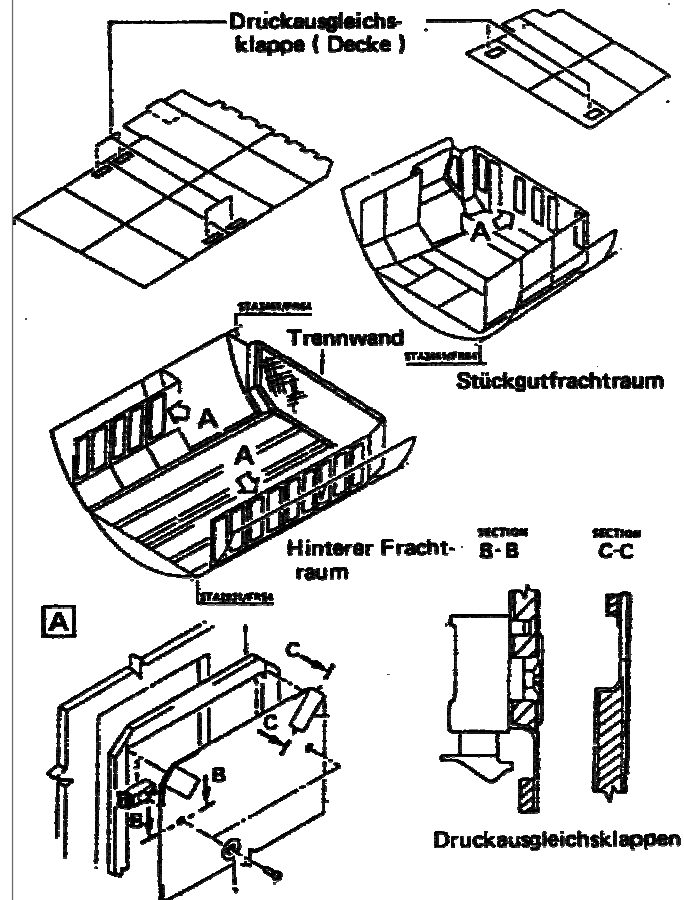
	Klasse A	Klasse B	Klasse C	Klasse D	Klasse E
belüftet	X	X	X		X
zugänglich während des Fluges	X	X			
ausgerüstet mit Feuer/Rauchwarnsystem	X	X			X
ausgerüstet mit Handfeuerlöschgerät	X	X			
ausgerüstet mit Feuerlöschsystem			X		
Belüftung abschaltbar			X		X
Feuer, Rauch und Löschmittel kann von der Kabine ferngehalten werden		X	X	X	X
Beispiel	Passagierkabine und Cockpit	Frachterhauptdeck B 737F	normaler Frachtraum A 320	nicht lebende Fracht B 737	Frachthauptdeck B 747F

Quelle: Lufthansa – German Airlines Pilots School, Bremen

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Allgemeiner Feuerschutz

Frachtraumausrüstung – Innenverkleidung und Isolierung



- Alle Teile, die zur Wärme- oder Schallisolierung oder sonst welcher Verkleidungen in Frachträumen verwendet werden, müssen selbstlöschend sein und einer Prüfung nach Anhang F der JAR/FAR 25 unterzogen worden sein.
- Dazu gehören auch Frachtmittel, wie Kisten, Container, Planen, Netze, Paletten und Verzurreinrichtungen.
- In Frachträumen der Klassen B bis E müssen Verkleidungen vorhanden sein und sie dürfen nicht als tragender Teil der Struktur verwendet werden, aber daran befestigt sein.
- Sind Flugzeugausrüstungsteile, elektrische Leitungen, Verrohrungen, Steuerseile oder Feuerlöscheinrichtungen im Frachtraum angeordnet, so müssen diese so geschützt sein, dass sie beim Verrutschen von Fracht nicht beschädigt werden können.
- Zum Flugzeug zugehörige Wärmequellen im Frachtraum müssen so abgeschirmt und isoliert sein, dass sich Fracht daran nicht entzünden kann.
- Die Isolierung entspricht im Wesentlichen der der Kabine

Druckausgleichsklappen für hintere Frachträume (Airbus)
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

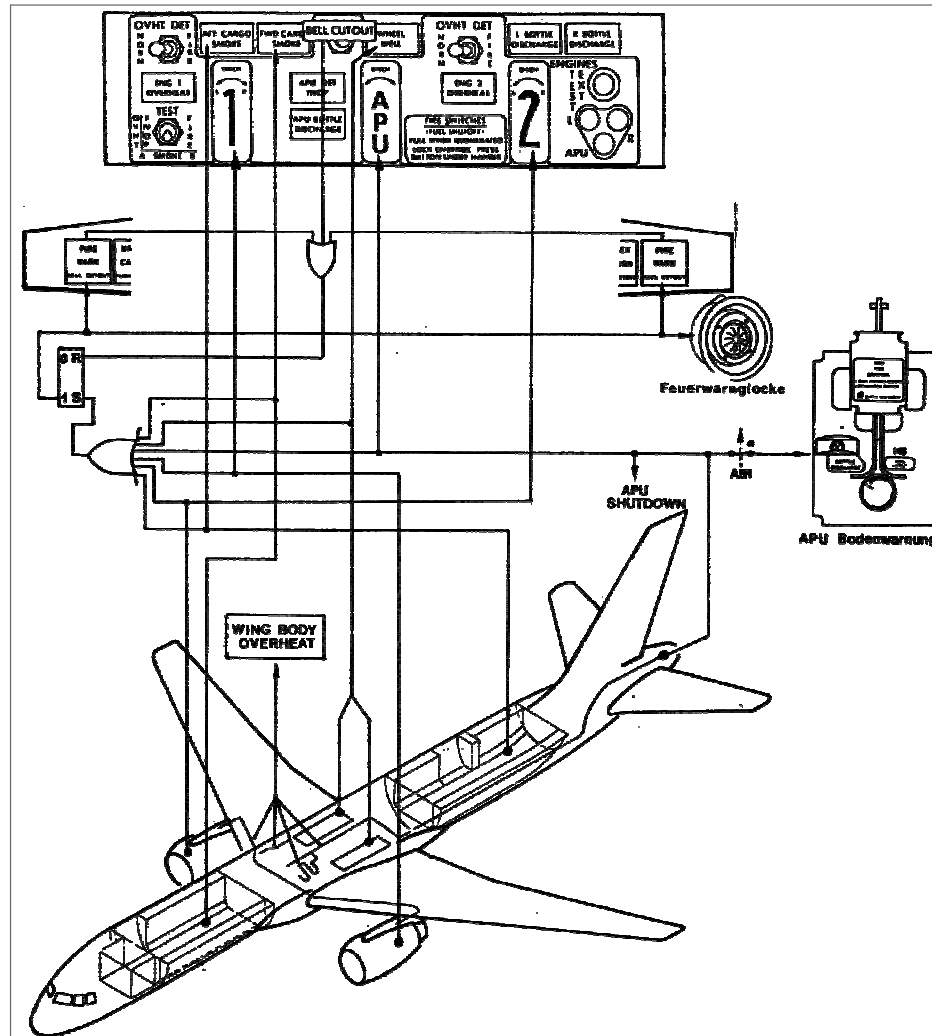
Vorbetrachtungen

- Alle Flugzeuge oberhalb eines zulässigen Gesamtgewichts von 12 500 lb (ca. 6 to) sind mit Feuerschutzanlagen ausgerüstet. Eine Feuerschutzanlage besteht aus:
 - **der Feuerwarnung**
 - **der Feuerlöschung**
- Eine **Feuerwarnanlage** besteht aus:
 - den **Brand-, Rauch- und/oder Übertemperaturfühlern** die an jeder besonders brandgefährdeten Zone installiert sein müssen
 - den **Überwachungs- und Warneinrichtungen im Cockpit**
- Eine **Feuerlöschanlage** besteht aus:
 - den **fest installierten Feuerlöscheinrichtungen**
 - den **Handfeuerlöschern**
 - den **Flammunterdrückungseinrichtungen**
- Besonders brandgefährdete Zonen sind:
 - die Hauptmotoren, d.h. die Triebwerke
 - das Hilfstriebwerk, d.h. die APU
 - Heizeinrichtungen die Brennstoff verwenden
 - Fahrwerksschächte
 - Frachträume der Klassen B, C und E
 - Bereiche in die heiße Triebwerksluft zum Enteisen oder zum Beheizen gelangt

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Allgemeines

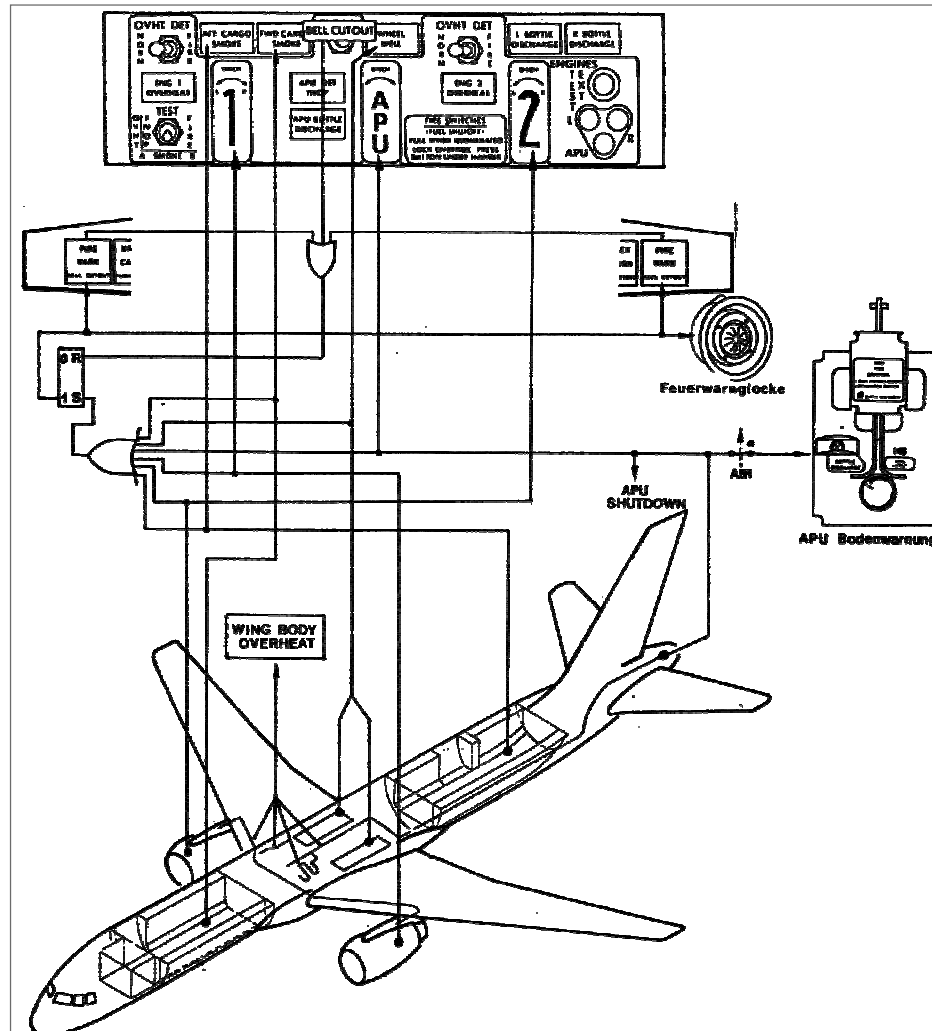


- Jedes Ansprechen einer Feuerwarnanlage löst im Cockpit eine **optische und** meist auch eine **akustische Warnung** aus.
- Die **optische Warnung** besteht aus einer **roten Systemwarnlampe**, die den Bereich des Feuers anzeigt und evtl. aus einer zusätzlichen **Hauptfeuerwarnlampe**, die immer direkt im Blickfeld des Piloten liegt.
- Die **akustische Warnung** besteht aus einer **Glocke**, die bei jeder Feuerwarnung ertönt.
- Die Hauptfeuerwarnlampe und die Glocke können vom Piloten abgeschaltet werden. Die rote Systemwarnlampe bleibt aber stets so lang an, solange vom Feuerdetektor ein Feuer gemeldet wird.

Feuerschutzanlagen

Allgemeines

- Bei der Feuerwarnanlage für die APU ist zusätzlich eine Bodenwarnung installiert, die das Wartungspersonal außerhalb des Flugzeuges warnt.
- Die Bodenwarnung besteht aus einer **roten Warnlampe** und einem **sehr kräftigen Horn**, das sich **in einem der Fahrwerkschächte** befindet.
- Im Flug ist diese Warnung stets automatisch abgeschaltet.
- Im Falle einer Feuerwarnung wird die APU stets sofort automatisch abgeschaltet.
- Alle Feuerwarnanlagen müssen zu jeder Zeit auf ihre Funktionstüchtigkeit hin überprüfbar sein.
- Sollte während des Fluges ein Fehler im Feuerwarnsystem auftreten, der eine Feuerwarnung verhindert, so muss die Besatzung durch eine Anzeige davor gewarnt werden.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

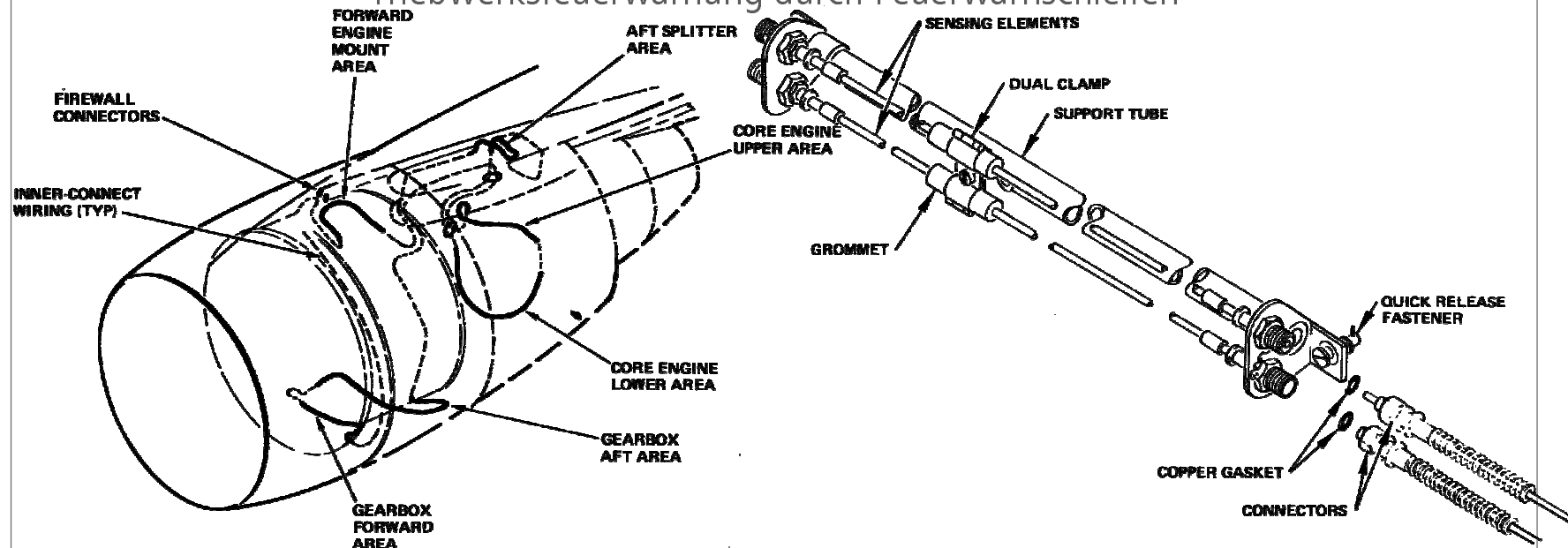
Vorschriften nach JAR/FAR 25

- Eine Feuerwarnanlage muss in der Lage sein, die Besatzung eines Flugzeuges unverzüglich vor Feuer oder Übertemperaturen durch Verwendung von roten Warnlampen und akustischen Signalen zu warnen.
- Das System muss akkurat anzeigen, dass ein Feuer gelöscht wurde und darüber hinaus auch anzeigen, dass es evtl. wiederaufgeflammt ist.
- Das System muss dauerhaft haltbar und auch widerstandsfähig sein gegen alle von außen einwirkenden Einflüssen und Belastungen, die an dem jeweiligen Montageort möglich sind.
- Das System muss eine akkurate und effektive Methode zum Testen der Funktionsweise der Warnanlage beinhalten.
- Es muss einfach sein, das System zu inspizieren und es ein- und auszubauen.
- Das System und seine Komponente müssen hinsichtlich eines Fehlalarms oder eines Nichtansprechens der Anlage eine sehr hohe Ausfallwahrscheinlichkeit aufweisen.
- Das System muss ein Minimum an elektrischer Energie benötigen und es muss auf die elektrische Bordversorgung des Flugzeuges zugreifen, ohne zusätzliche elektrische Wandler oder sonstige Spezialeinrichtungen zu benötigen.



Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Feuerwarnschleifen



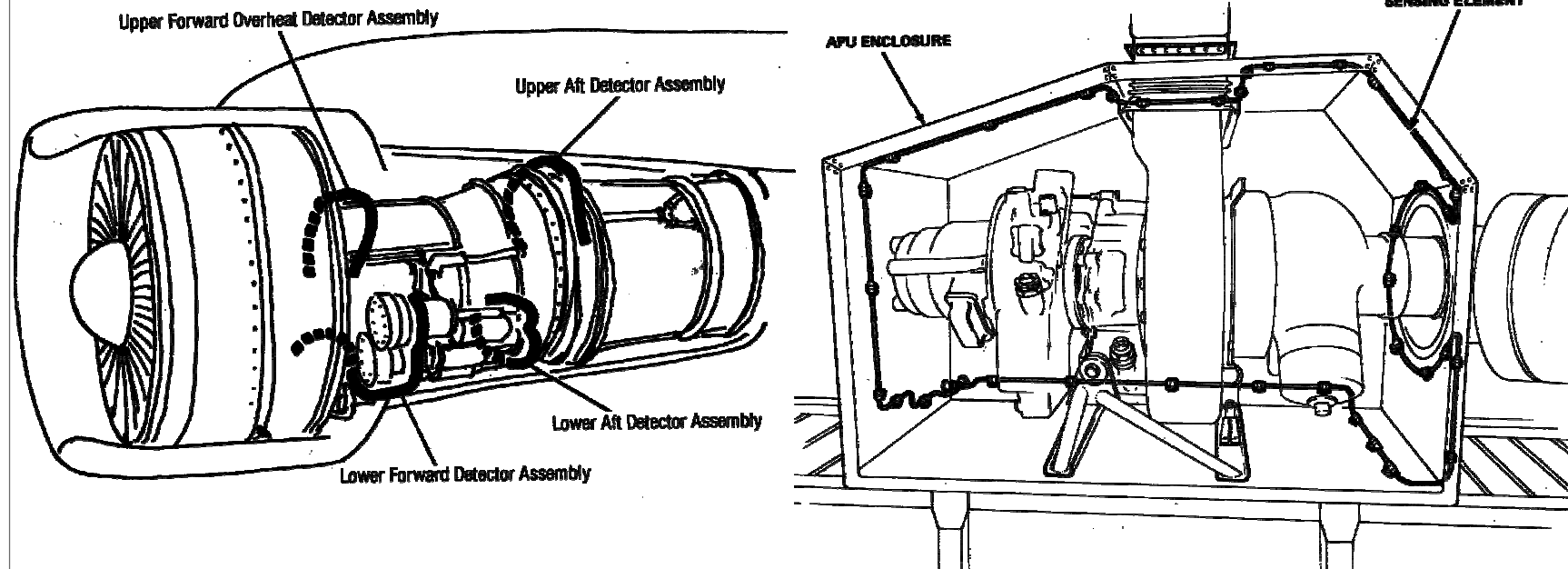
- Früher verwendete man Bimetallschalter und Thermoelemente zur Triebwerksfeuerwarnung. Heute findet man praktisch nur noch sog. **Feuerwarnschleifen**.
- Diese Warnschleifen sind so am Triebwerk installiert, dass alle gefährdeten Bereiche erfasst werden. Dieses kann sowohl mit einer längeren als auch mit mehreren kürzeren Warnschleifen erreicht werden.
- Aus Gründen der Betriebssicherheit werden fast immer zwei Warnschleifen parallel verlegt (*dual loop*). Eine Warnung wird nur dann ausgelöst, wenn beide Warnschleifen Feuer melden.
- Man unterscheidet zwei grundlegende Verfahren: die **Halbleiterschleife** und die **Gasdruckschleife**.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Feuerwarnschleifen



- Mehrere kürzere Warnschleifen an einem Triebwerk.
- Die einzelnen Positionen markieren die besonders feuergefährdeten Stellen an einem Triebwerk.

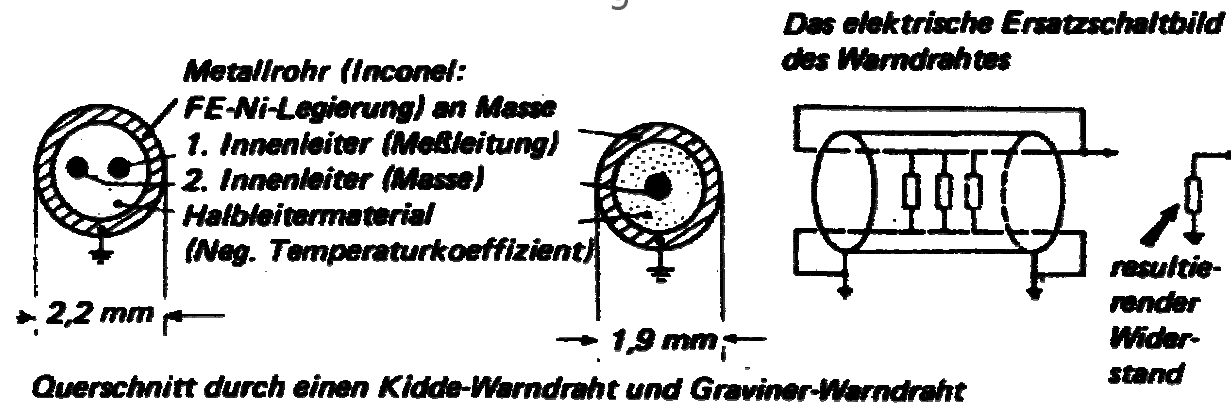
- Eine einzige lange Warnschleife zur Überwachung des Einbauraums der APU (*APU compartment*)

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Halbleiterschleifen



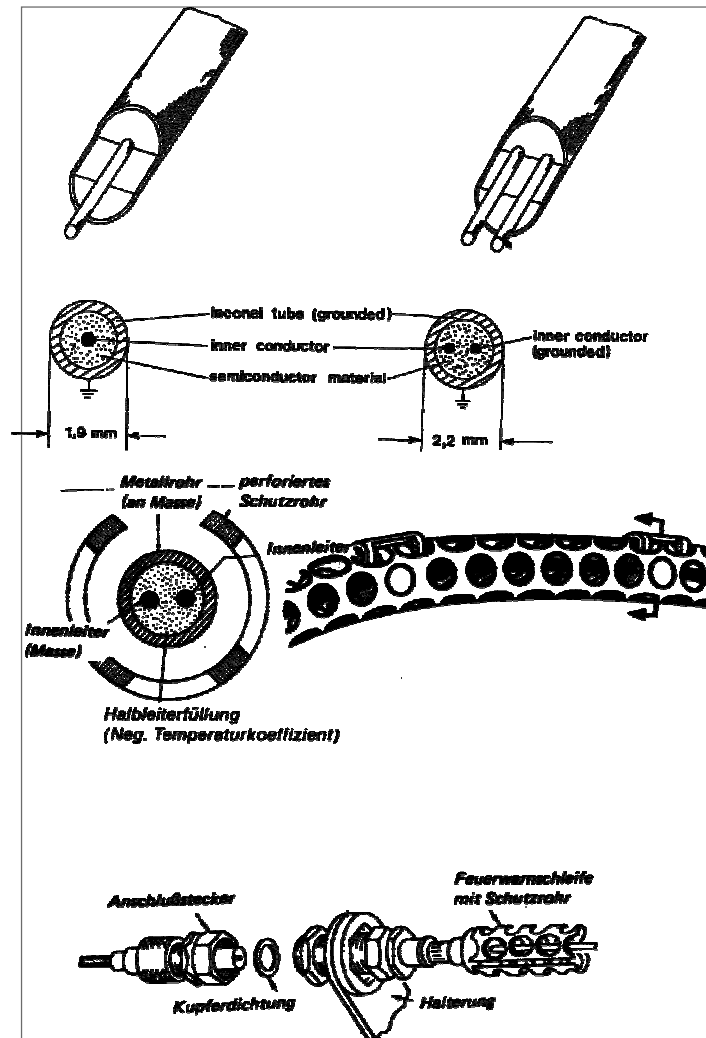
- Halbleiter haben die Eigenschaft, dass sie ihren Widerstand mit der Temperatur verändern. Der Widerstand wird kleiner, wenn die Temperatur ansteigt. Diesen Effekt nutzt die Feuerwarnschleife.
- In einem Metallröhrchen (Nickellegierung - INCONEL), das mit Halbleitermaterial (Aluminiumoxid-Keramik, eutektisches Salz) gefüllt ist und einen Durchmesser von ca. 2 mm hat, ist ein Draht aus reinem Nickel eingebettet. Eine Überwachungseinheit misst ständig den Widerstand zwischen dem Metallröhrchen und der Drahtseele, wobei das Metallröhrchen an der Masse anliegt.
- Im Bereich normaler Temperaturen liegt der Widerstand bei etwa $10^6 \Omega$. Die Feuerwarnung spricht an, wenn der Widerstand auf $10^2 \Omega$ gefallen ist.
- Schleifen mit **1 Seele** nennt man „**Gravier**“-Warndraht und Schleifen mit **2 Seelen** nennt man „**Kidde**“-Warndraht. Bei der letzteren Ausführung ist einer der inneren Drähte mit dem Metallröhrchen verbunden, so dass beide zusammen an der Masse anliegen.



Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Halbleiterschleifen

- Die Halbleitermaterialien in den Warnschleifen sind sehr spröde, was beim Biegen der Schleifen wesentlich ist:
 - der optimale Biegeradius ist 80 mm
 - der minimale Biegeradius ist 25 mm
- Bei Nichtbeachtung der Biegeradien kann es infolge von Vibrationen zum Kurzschluss zwischen Seele und Ummantelung kommen, was eine Feuerwarnung auslöst oder diese verhindert.
- Dieselbe Auswirkung haben Scheuerstellen an den Schleifen. Von daher muss immer ein minimaler Abstand von 13 mm zur Struktur eingehalten werden.
- Um Scheuer- und Knickstellen zu verhindern, werden die Warnschleifen in einem perforierten Schutzrohr verlegt. Der Warndraht wird dabei durch Abstandscheiben zentrisch im Schutzrohr gehalten.
- An ihren Endpunkten werden die Warnschleifen mit der Flugzeugverkabelung durch spezielle Stecker verbunden, die verhindern sollen, dass Feuchtigkeit und Schmutz (Wasser, Kraftstoff, Öl, Fett usw.) in die Warnschleifen eindringen kann, was ihren Isolationswiderstand verändern würde.
- Die Abdichtung erfolgt über Kupferscheiben, die aufgrund ihrer Verformung beim Anziehen nur einmal benutzt werden dürfen.

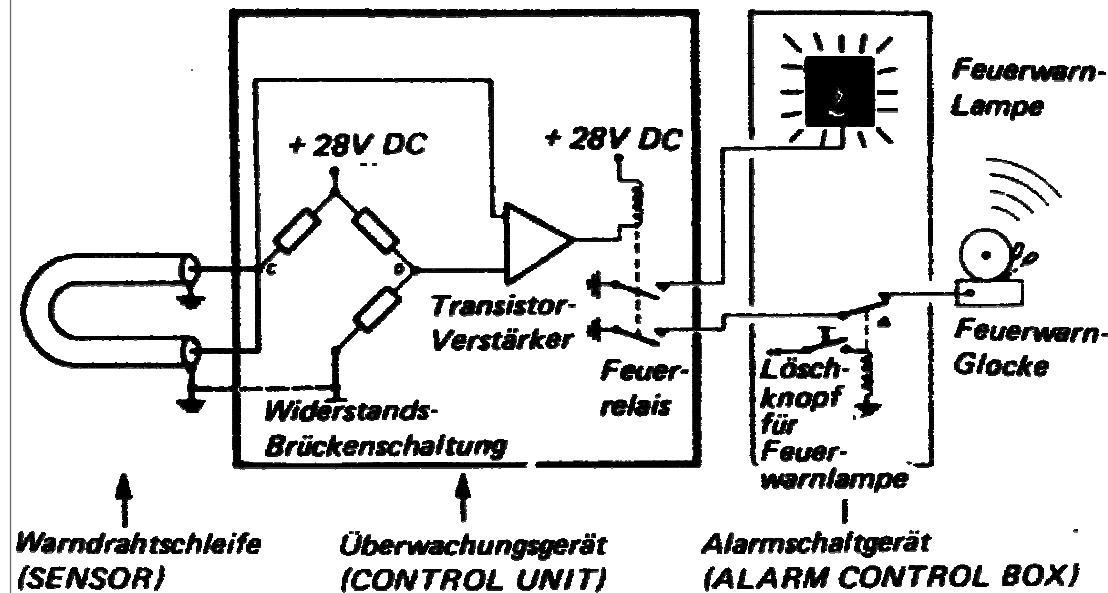


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

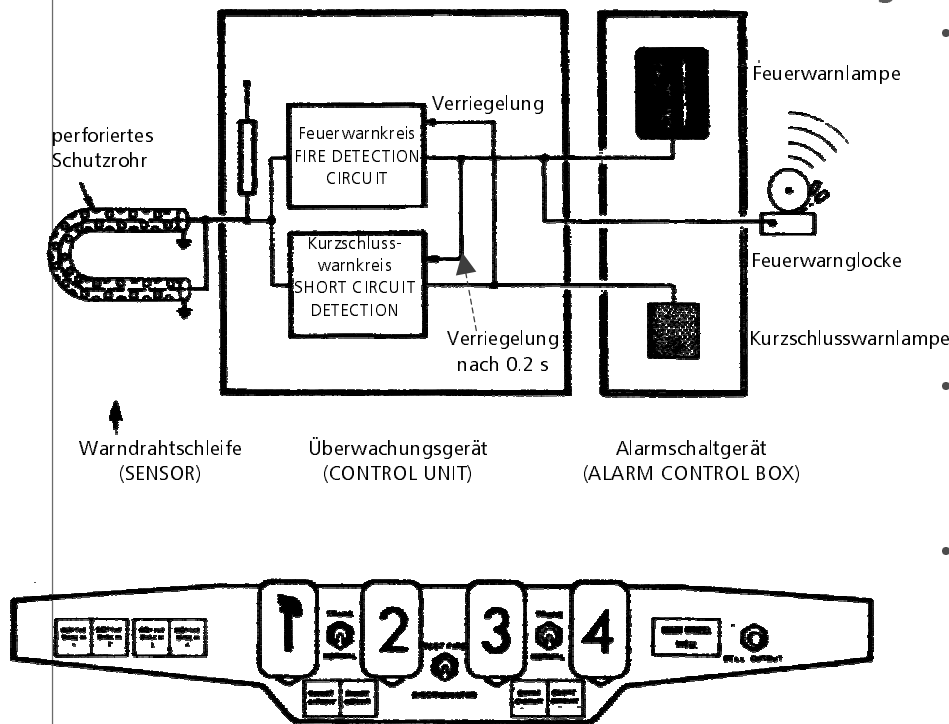
Triebwerksfeuerwarnung durch Halbleiterschleifen



- Im einfachsten Fall wird die Feuerwarnschleife als Brückenwiderstand einer Wheatstoneschen Messbrücke gelegt.
- Sinkt der Widerstand der Schleife unter einen bestimmten Wert, so spricht ein Verstärker an, der die Brückenspannung misst und über ein Relais die Feuerwarnung auslöst.
- Ein solches Überwachungsgerät hat den Nachteil, dass es bei einem Kurzschluss zwischen der Drahtseele und der Masse ebenfalls eine Feuerwarnung auslöst.
- Heutige Überwachungsgeräte erkennen den Unterschied zwischen einem Kurzschluss und einer Feuerwarnung.

Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Halbleiterschleifen



- Bei der Unterscheidung zwischen Feuerwarnung und Kurzschluss macht man sich zu Nutze, dass:
 - bei echtem Feuer der Schleifenwiderstand relativ langsam auf unter 450Ω abfällt und dass dieser Zustand dann mindestens 0.2 s lang erhalten bleibt.
 - bei einem Kurzschluss ein plötzlicher Abfall des Widerstandes auf unter 100Ω auftritt.
- Fällt also der Widerstand unter 450Ω , aber innerhalb von 0.2 s nicht auch noch unter 100Ω , so heißt das, dass ein Feuer vorliegt und es wird eine Warnung ausgelöst.
- Unterschreitet aber der Widerstand in weniger als 0.2 s den Bereich zwischen 450 und 100Ω , so wird die Feuerwarnung blockiert und stattdessen eine Kurzschlusswarnung ausgelöst. Im Cockpit leuchtet eine bersteinfarbene (*amber*) mit der Beschriftung SHORT CIRCUIT auf.

- Wenn eine solche Warnlampe aufleuchtet, weiß die Besatzung, dass von dem betreffenden Triebwerk keine Feuerwarnung mehr kommen kann, auch wenn noch ein echtes Feuer auftreten sollte.
- Die Besatzung muss in einem solchen Fall die Triebwerksinstrumente permanent überwachen, um an Anomalien der überwachten Daten ein Feuer zu erkennen

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Halbleiterschleifen

- Die meisten Kurzschlüsse werden aber durch Feuchtigkeit und Schmutz ausgelöst, die in die Warnschleifen eindringen.
- Das Widerstandsverhalten der Schleifen ist in diesem Fall ähnlich wie bei einem echten Feuer, so dass ein solcher Kurzschluss nicht erkennbar ist.

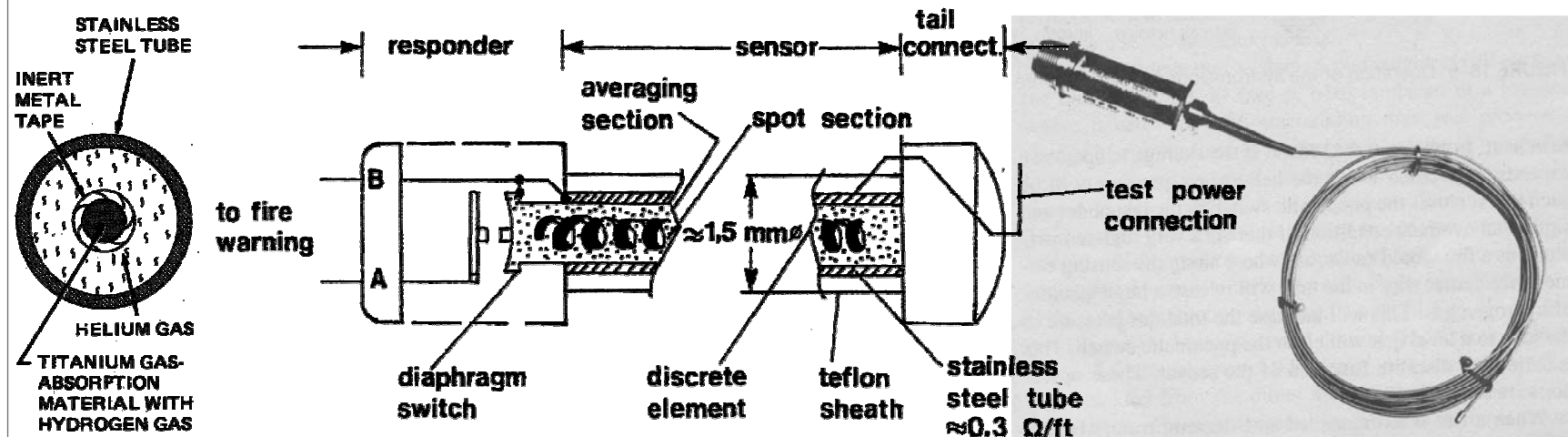
- Deswegen werden – zumindest bei den Triebwerken – zwei völlig voneinander unabhängige Feuerwarnkreise installiert. Nur wenn beide den Ansprechwert der Anlage unterschreiten, wird eine Feuerwarnung ausgelöst.
- Beim Auslösen nur einer der beiden Warnschleifen leuchtet eine bernsteinfarbene Warnlampe auf. Die Besatzung prüft dann, ob der zugehörige zweite Kreis korrekt funktioniert. Ist dies der Fall, so kann man davon ausgehen, dass kein Feuer vorliegt. Die defekte Schleife kann durch einen Schalter abgeschaltet werden.
- Eine Feuerwarnung kann dann immer noch über die verbliebene zweite Schleife erfolgen.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Gasdruckschleifen



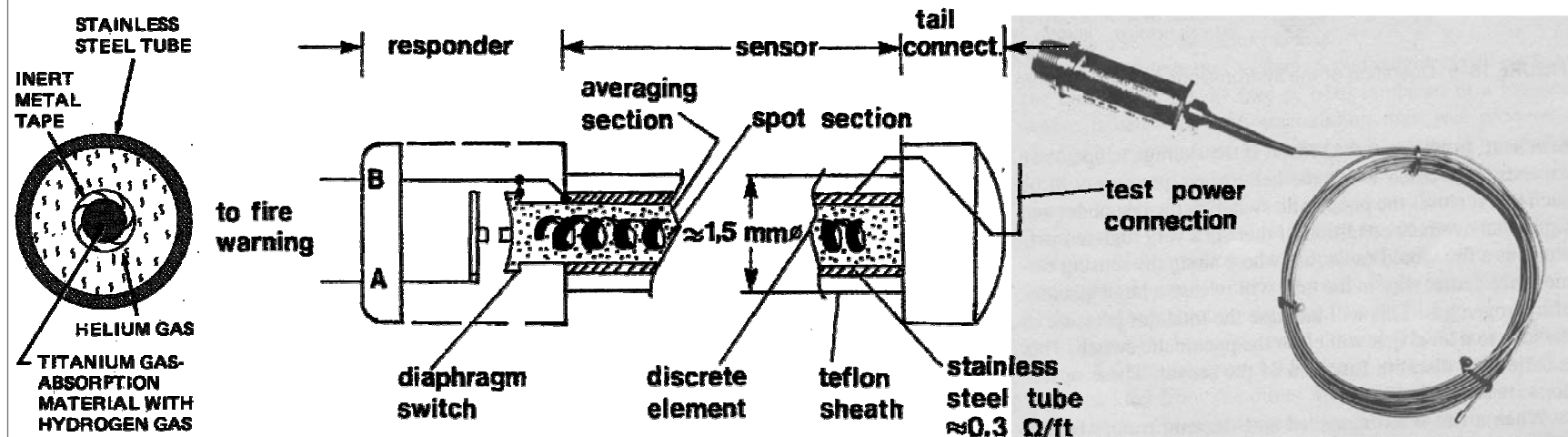
- Die Gasdruck-Feuerwarnschleife besteht aus einem von einer Teflonschutzhülle umgebenen Metallröhrchen aus rostfreiem Stahl, das im Zentrum eine spiralförmig umwickelte Seele enthält.
- Die Seele besteht aus Titan, in dem Wasserstoff chemisch gebunden ist.
- Bei einer örtlichen Erhitzung auf etwa 400 °C gibt das Titan das Gas ab, was zu einem Druckanstieg im Röhrchen führt.
- Der Druckanstieg wirkt auf einen Membranschalter am Ende der Warnschleife, der schließlich die Warnlampe und die Glocke im Cockpit auslöst.
- Nach erfolgter Abkühlung absorbiert die Titanseele das Gas wieder und der Druckschalter fällt in seine Ruhelage zurück.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Triebwerksfeuerwarnung durch Gasdruckschleifen

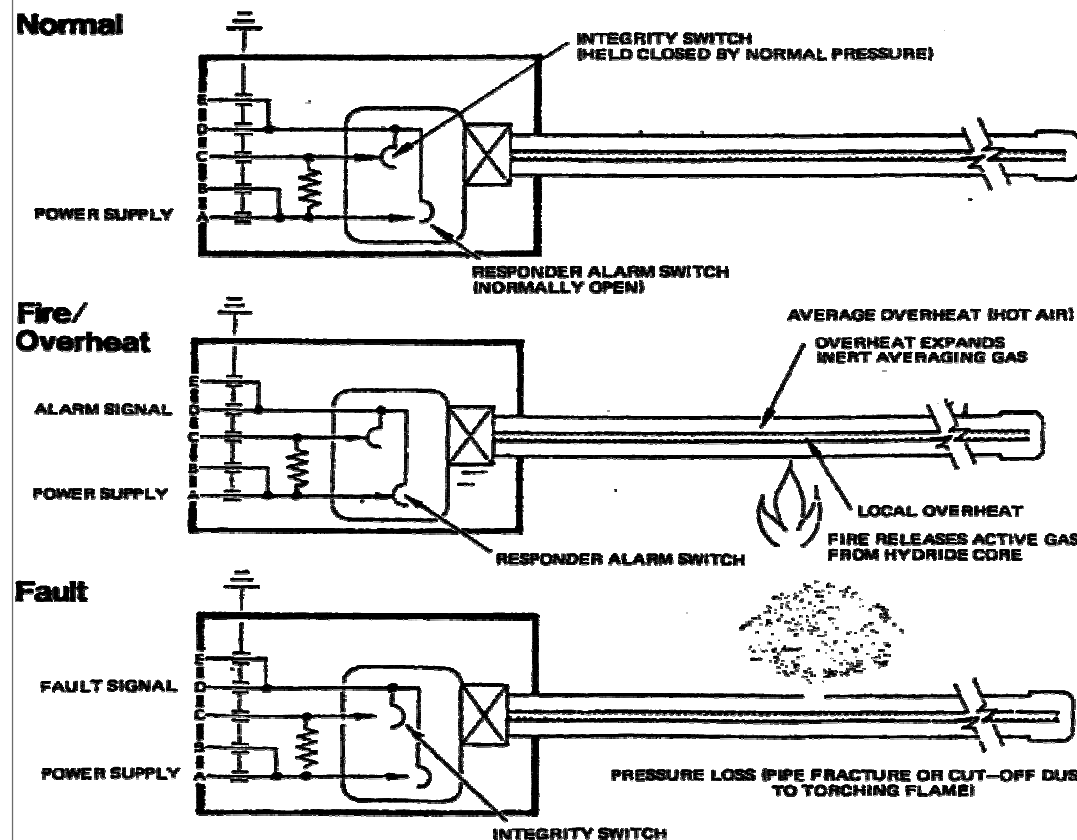


- Zwischen der Seele und dem Metallröhrchen befindet sich Helium, das einen zweiten Ansprechwert ergibt.
- Bei Erwärmung über eine größere Länge der Warnschleife auf etwa 200 °C dehnt sich das Helium-Gas derart aus, dass der dadurch verursachte Druckanstieg wiederum den Druckschalter auslöst.
- Scheuerstellen und zu kleine Biegeradien führen zu Haarrissen und lassen das Gas entweichen:
 - 13 mm Abstand der Warnschleife zu umgebenden Strukturen
 - minimaler Biegeradius ist 80 mm
- Wie zuvor bereits beschrieben werden auch die Gasdruckschleifen als zwei parallel arbeitende Warnschleifen installiert.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

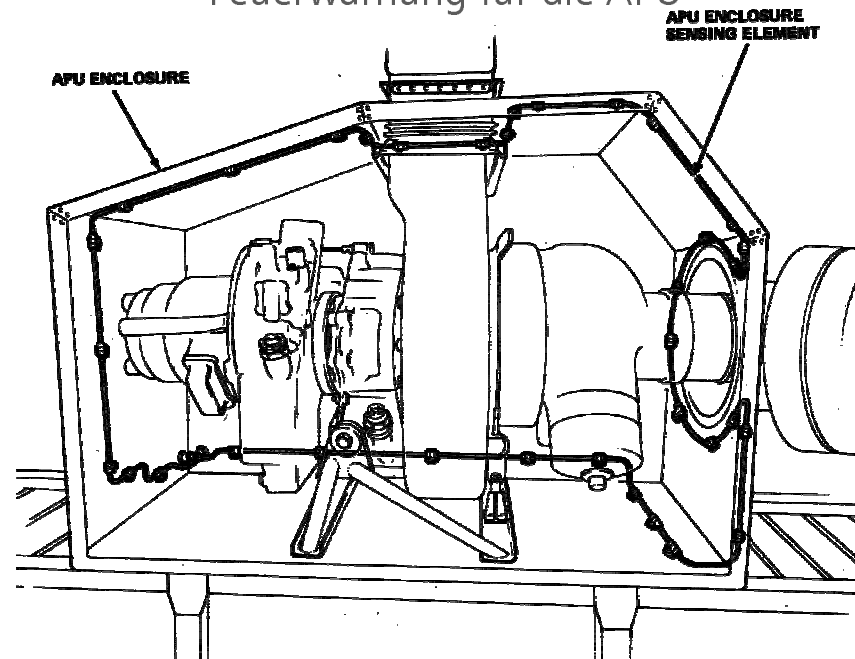
Triebwerksfeuerwarnung durch Gasdruckschleifen



- Fehlwarnungen können praktisch nur durch Undichtigkeiten in der Warnschleife entstehen.
- Zu diesem Zweck ist die Warnschleife mit einem zweiten Druckschalter (*integrity switch*) ausgerüstet, der den Normaldruck (2 bis 3 bar) in der Schleife misst.
- Entweicht der Gasdruck durch eine Leckage, so spricht dieser Schalter an und bewirkt eine Fehleranzeige im Cockpit.

Feuerschutzanlagen

Feuerwarnung für die APU

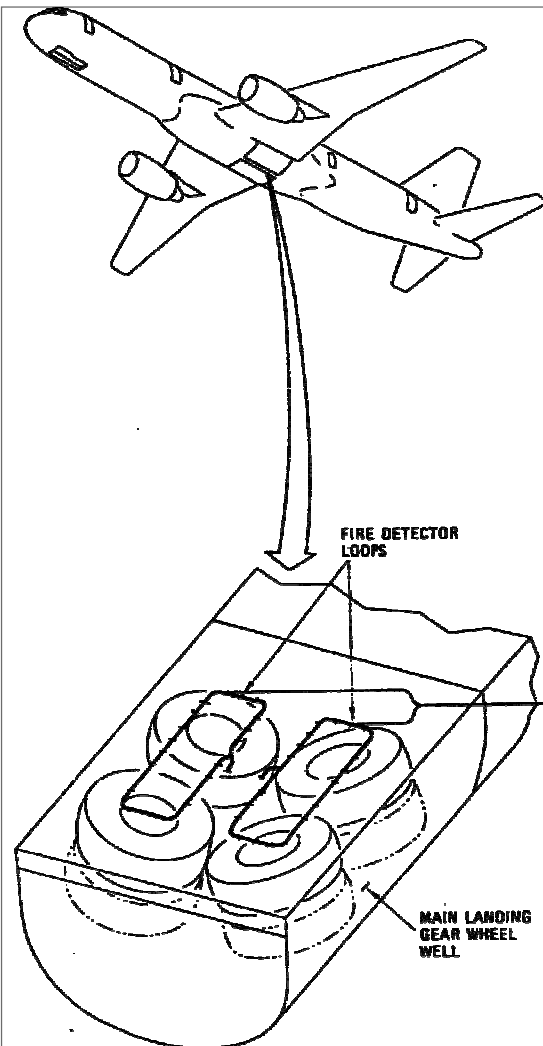


- Für die Feuerwarnung der APU werden die gleichen Detektoren verwendet, die auch für die Triebwerksüberwachung zum Einsatz kommen.
- Es werden bei den Warnschleifen aber keine Doppelinstallationen vorgenommen, da ein hier Ausfall der Anlage durch Kurzschluss bzw. durch Undichtigkeiten als weniger kritisch angesehen wird als bei einem der Haupttriebwerke.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Feuerwarnung im Hauptfahrwerksschacht



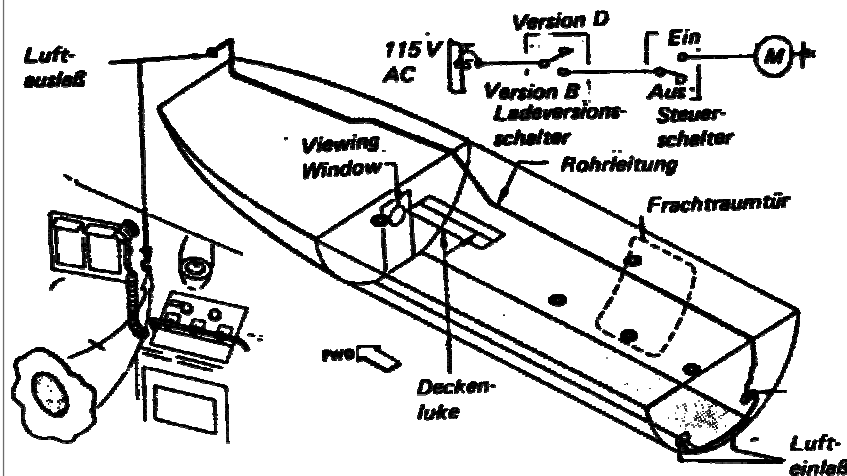
- Alle Fahrwerksschächte, in die gebremste Räder eingefahren werden, sind auf Überhitzung zu überwachen, da es infolge überhitzter Bremsen zu Reifenexplosionen im Fahrwerksschacht kommen kann.
- Es wird eine Feuerwarnung mit rotem Licht und Warnglocke ausgelöst. Als Gegenmaßnahme muss in diesem Fall von der Besatzung sofort das Fahrwerk zur Abkühlung ausgefahren werden.
- Die Überwachung des Fahrwerkschachts erfolgt grundsätzlich durch Halbleiterschleifen.
- Bei Flugzeugen, die eine individuelle Bremstemperaturüberwachung haben, wie z.B. Airbus A319/A320/A321/A340, kann auf eine zusätzliche Feuerwarnung im Fahrwerkschacht verzichtet werden.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

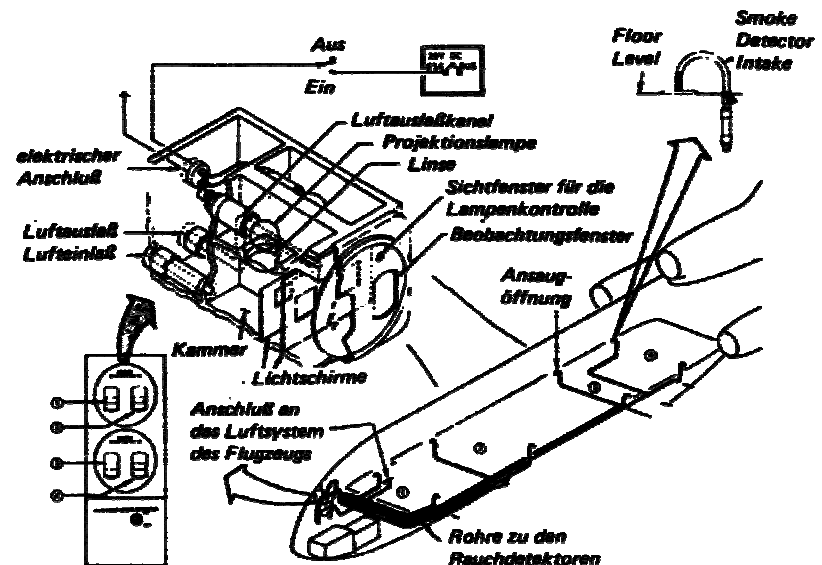
Feuerwarnung in Frachträumen – ältere Lösungen

biologische Rauchererkennung



- Über ein Rohrsystem wird ständig Luft aus dem Frachtraum ins Cockpit geleitet.
- Diese Methode kann aber zu ganz erheblichen Geruchsbelästigungen für die Besatzung führen, besonders wenn Tiere geladen sind.

optische Rauchererkennung

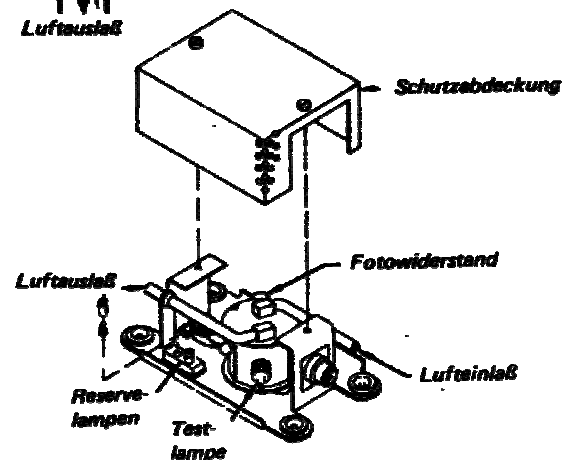
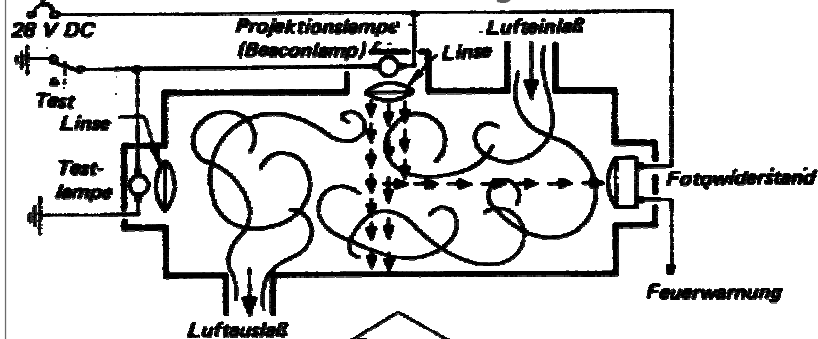


- Luft aus dem Frachtraum wird in eine vollkommen schwarze Beobachtungskammer geleitet.
- Eine zum Beobachtungsfenster hin abgeschirmte Lampe beleuchtet den Raum.
- Rauchpartikel reflektieren das Licht, so dass er von der Besatzung erkannt werden kann.

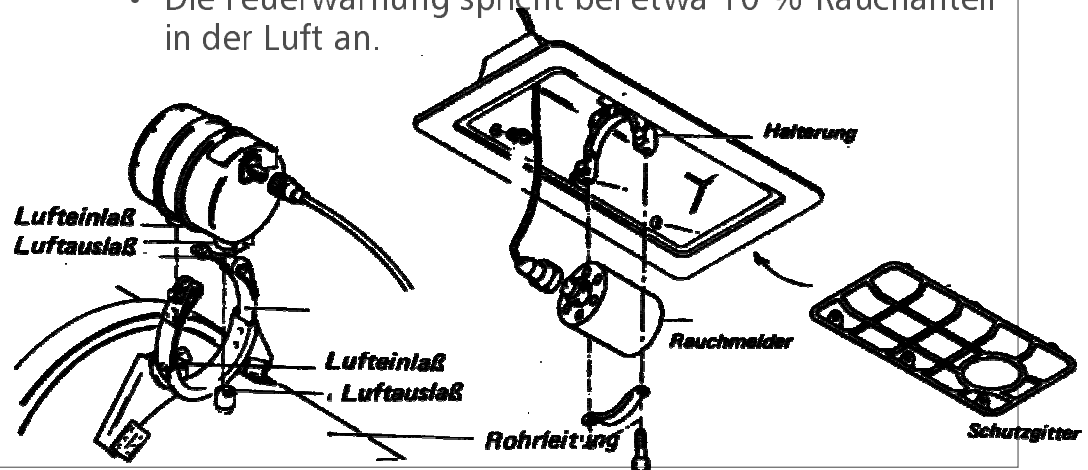
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Feuerwarnung in Frachträumen – opto-elektronischer Rauchdetektor



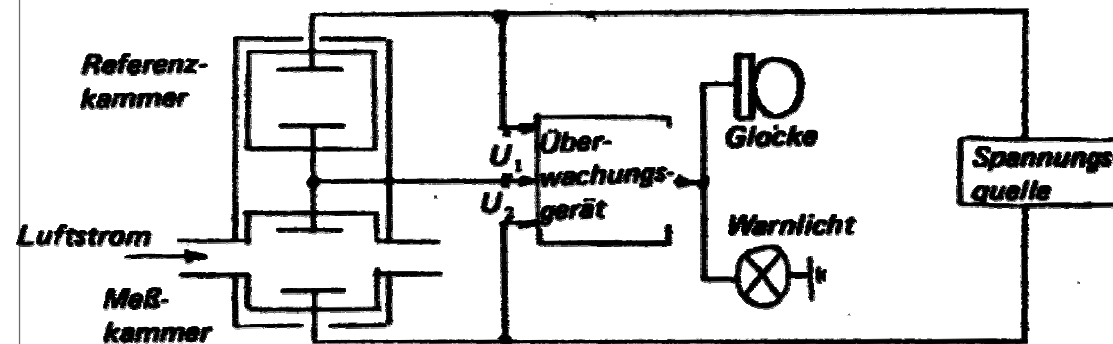
- Die Rauchmelder sind entweder im Frachtraum unter der Decke installiert oder ihnen wird die Luft (Rauch) durch Rohrleitungen zugeführt.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Feuerwarnung in Frachträumen – Ionisationsrauchmelder



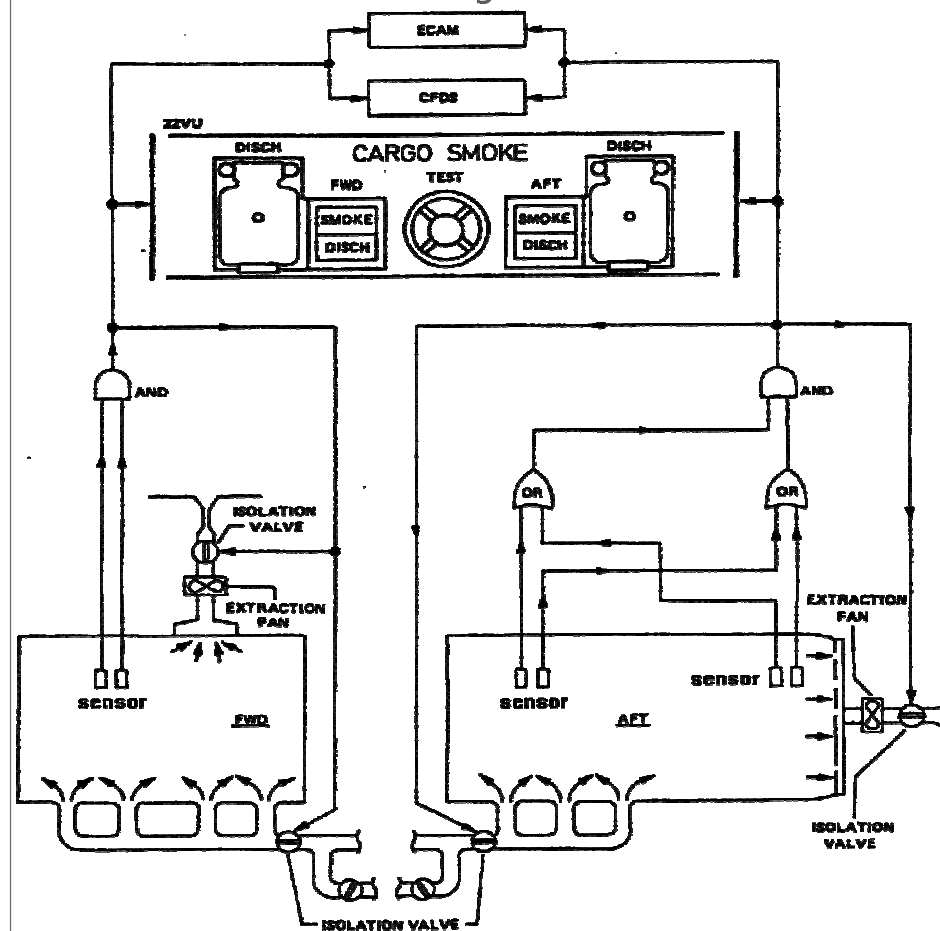
- Ein Ionisationsrauchmelder besteht aus 2 Kammern (Referenz- und Messkammer), die jeweils mit einem radioaktiven Strahler ausgestattet sind.
- Die Referenzkammer ist nach außen abgeschlossen, während die Messkammer durchströmt wird.

- Beide Kammern sind elektrisch in Reihe an eine feste Spannung angeschlossen. Der durch die Kammern fließende Strom erzeugt an den Elektroden der beiden Kammern einen definierten Spannungsabfall.
- Dringen in die offene Messkammer Rauchpartikel ein, so lagern sich die Ionen an die Rauchpartikel an, was zu einer Verlangsamung der Ionenbewegung führt. Dieses hat schließlich eine Vergrößerung des Widerstandes der Messkammer zur Folge, während der Widerstand der Referenzkammer konstant bleibt.
- Die sich ergebende Spannungsänderung durch die Kammern wird von einem Überwachungsgerät erkannt, das schließlich die Feuerwarnung auslöst.
- Die geschlossene Referenzkammer dient auch der Kompensation von atmosphärischen Einflüssen, wie Änderungen beim Druck und der Temperatur. Diese wirken sich in beiden Kammern gleich aus, so dass hierdurch keine fehlmessung entstehen kann.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Feuerwarnung in Frachträumen – Ionisationsrauchmelder (Airbus A310)



- Die Rauchmelder enthalten radioaktives Americum 241 mit einer Aktivität von $3 \cdot 10^4 \text{ s}^{-1}$.
- Das Radionuklid ist von einer inaktiven Hülle umgeben, so dass nur γ -Strahlung nach außen gelangt.
- Beim Wechsel und der Instandhaltung sind deswegen solche Rauchmelder mit sehr großer Sorgfalt zu behandeln.
- Sind Beschädigungen oder Verlust des Strahlereinsatzes entstanden, so sind sofort die Strahlenschutzbeauftragten des Betriebes zu informieren.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Brandklassen und Löschmittel

- In allen Bereichen eines Flugzeuges, in denen durch ein Feuer eine Gefährdung für das Flugzeug und seine Besatzung entstehen kann, muss eine Feuerlöscheinrichtung vorhanden sein.
- In Cockpit, Kabine und leicht zugänglichen Frachträumen reichen Handfeuerlöscher aus.
- An unzugänglichen Stellen und speziell an den Motoren müssen fest installierte Löscheinrichtungen vorhanden sein.
- Mit welchen Löschmitteln ein Feuer zu bekämpfen ist, richtet sich danach, welcher Brandklasse ein Feuer an dem jeweiligen Ort typischer Weise zugeordnet werden kann:

Brandklasse A

alle festen und glutbildenden Stoffe, wie z.B. Holz, Textilien, Kohle usw.

Brandklasse B

alle brennbaren flüssigen Stoffe, wie z.B. Benzin, Öl, Lösungsmittel und Lacke aber auch alle Fette und teerhaltigen Produkte

Brandklasse C

unter Druck austretende Gase, wie z.B. Metan, Propan, Wasserstoff usw.

Brandklasse D

Metallbrände, wie z.B. Aluminium, Magnesium und Titan

Im Folgenden werden nun die in Flugzeugen üblicher Weise verwendeten Löschmittel aufgeführt und ihre Vor- und Nachteile angegeben ...



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Brandklassen und Löschmittel

- **Wasser (auch in Verbindung mit Schaumbildern)**

Löschwirkung

Wasser entzieht dem Brand große Energiemengen beim Übergang vom flüssigen in den dampfförmigen Zustand (Kühleffekt). Bei Schaumzusatz kommt es zusätzlich zum Luftabschluss (Sauerstoffentzug).

Vorteil:

sehr preisgünstig

Nachteil:

Nur für Brandklasse A geeignet.

Erzeugt große Löschschäden.

Flüssigkeitsbrände werden durch Wasser ausgeweitet.

Nicht für Brände im Zusammenhang mit Strom geeignet.

Bei Bränden mit Leichtmetallen, wie z. B. Natrium, Kalium oder Aluminium kommt es zur Bildung von brennbarem Wasserstoff.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Brandklassen und Löschmittel

• Pulver

Löschwirkung

hängt von der Anzahl und Oberfläche der Teilchen ab. Energieverzehr an der großen Oberfläche der Pulverteilchen. Es kommen Salze wie z. B. Natriumhydrogencarbonat NaHCO_3 und Pulver auf Harnstoffbasis zum Einsatz. Manche Feuerlöscher enthalten zudem Ammoniumsalze, wie z. B. Ammoniumsulfat oder Ammoniumphosphat. Diese Salze beginnen bei Hitze zu schmelzen und sperren so den Brandherd ab. Bei Metallbränden verwendet man anstatt der Sulfate oder Carbonate (Explosionsgefahr!) Chlorid-Kunststoff-Gemische. Diese überziehen praktisch beim Schmelzen das brennende Metall mit einer Schicht und schließen es so vom Luftsauerstoff ab

Vorteil:

ist für Brandklassen A, B (auch in Verbindung mit elektrischem Strom) zu verwenden und deckt damit praktisch alle im Flugzeug vorkommenden Brandklassen ab.

Nachteil:

Starke Bildung von Verbrennungsrückständen.

Erzeugt große Löschmittelwolken, die stark sichtbehindernd sind.

Bei Metallbränden kann es bei Verwendung von Sulfaten und/oder Carbonaten im Pulver zu Explosionen kommen.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Brandklassen und Löschmittel

- **Kohlendioxyd CO₂**

Löschwirkung

Verdrängung des Sauerstoffgehaltes in der Verbrennungsluft (Stickeffekt) und zusätzlich ein Kühleffekt bei der Verdunstung des Kohlendioxyds.

Vorteil:

es treten keine Löschschäden durch Rückstandsbildung auf.

Nachteil:

Zum Löschen sind wenigstens 30 Vol.-% erforderlich. Für Lebewesen sind aber bereits 10 Vol.-% tödlich, so dass ein Einsatz mit größeren Löschmengen im Kabinenbereich nicht möglich ist.

CO₂ hat beim Löschen sehr niedrige Temperaturen von etwa –50 °C, die zu Materialschäden und Erfrierungen bei Lebewesen führen können.

Aus den o.g. Gründen dürfen z.B. auch Reifenbänder nicht mit CO₂ gelöscht werden (Explosionsgefahr der spröde werdenden und sich zusammenziehenden Reifen).



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Brandklassen und Löschmittel

• Halone

Was sind Halone?

- Halone sind sog. halogenisierte Kohlenwasserstoffe ... aber was bedeutet das?
 - Das Grundmolekül von Kohlenwasserstoffen besteht aus Kohlen- und aus Wasserstoffatomen.
 - Beim Halogenisieren werden eine mehr oder weniger große Anzahl an Wasserstoffatomen durch Halogenatome ersetzt.
- Halogene sind z.B.: Fluor, Chlor und Brom (... Jod und Astatin werden nicht in Löschmitteln verwendet).
- Die Anwesenheit von BROM bewirkt eine hohe Löschwirkung.
- Die Anwesenheit von FLUOR führt zu ungiftigen Verbindungen.
- Tetra-**Chlor**-Kohlenstoff (CTC), Methyl-**Bromid** (MB) und **Chlor-Brom**-Methan (CB) sind hochgradige Nervengifte, die z.B. in Deutschland vollkommen verboten sind. Im Cockpit und in der Kabine von Flugzeugen dürfen sie generell nicht eingesetzt werden.
- In Flugzeugen kommen am häufigsten die folgenden Halone zum Einsatz
 - Halon 1301 (Tri-Fluor-Mono-Brom-Methan, BTM, CF_3Br) auch **Freon** genannt.
 - Halon 1211 (Bromo-Chlorid-Fluor-Methan, BCF, CBrClF_2) auch **Frigen** genannt.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Brandklassen und Löschmittel

• Halone

Löschwirkung

In der Flammenhitze zersetzen sich die Halone und es entstehen Spaltprodukte, die mit den Trägern der eigentlichen Verbrennung reagieren und so schließlich die Verbrennung stoppen, was man als antikatalytischen Effekt bezeichnet.

Vorteil:

ungiftig – aber als umweltschädlich angesehen.

Halon 1301 und 1211 sind für die Brandklassen B, C zugelassen, auch in Verbindung mit elektrischem Strom

Halon 1211 ist auch für Entstehungsbrände der Brandklasse A geeignet.

Mit Halon 1211 werden Wurfweiten bis zu 5 m erreicht, was vorteilhaft ist, wenn eine direkte Annäherung an den Brandherd nicht möglich ist.

Halon 1301 tritt als Dampf aus und lässt sich dadurch gut verteilen, was besonders bei Motorbränden vorteilhaft ist.

Nachteil:

Zersetzungsprodukte beim Löscheinsatz sind giftig, was sich aber auch eine Reizung der Schleimhäute vorankündigt (im Gegensatz zu CO₂ oder CO). Ein kurzzeitiger Kontakt ist damit zwar eine Belästigung aber keine Gefährdung.

Halon 1301 hat einen Siedepunkt von –57.8 °C und tritt deswegen als Dampf aus dem Löschgerät aus, was die Reichweite einschränkt (zum Vergleich: der Siedepunkt von Halon 1211 liegt bei –4 °C).



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Handfeuerlöscher – Allgemeines

- Handfeuerlöscher finden Verwendung bei Bränden im Cockpit, im Passagierraum und im Frachtraum.
- Nach FAR/JAR 25 müssen in einem Flugzeug im Minimum folgende Anzahlen an Handfeuerlöschern zur Verfügung stehen:

• Cockpit	1
• Kabine mit 7 - 30 Sitze	1
• Kabine mit 31 - 60 Sitze	2
• Kabine mit 61 - 200 Sitze	3
• Kabine mit 201 - 300 Sitze	4
• Kabine mit 301 - 400 Sitze	5
• Kabine mit 401 - 500 Sitze	6
• U.S.W.	

- Der beste Erfolg bei der Feuerlöschung ist nur dann zu erwarten, wenn der geeignetste Feuerlöscher für die Klasse des jeweiligen Brandes gewählt wird.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Handfeuerlöscher – Allgemeines

- Vor allem müssen die Handfeuerlöscher Brände der Brandklasse A abdecken und Brände in elektrischen Anlagen.
- Der am häufigsten verwendete Feuerlöscher für die Brandklasse A ist der Wasserfeuerlöscher (speziell in der Nähe der Garderoben angebracht).
- Der am häufigsten verwendete Feuerlöscher für Brände in elektrischen Anlagen ist der CO₂-Feuerlöscher (speziell im Cockpit, in den Küchen und in Elektroräumen angebracht).
- Die Betriebsbereitschaft der Löscher ist entweder an einem unversehrten und verplombten Sicherungsdraht zu erkennen oder an einer Druckanzeige, die im grünen Bereich stehen muss (Halonlöscher). Bei Halonlöschern ist kein Sicherungsdraht erforderlich.
- Einmal ausgelöste Feuerlöscher müssen ausgetauscht werden, auch wenn sie noch genug Wasser, CO₂ oder Pulver enthalten, da das Treibgas oder Löschgas schnell entweicht.
- Letztgenanntes gilt nicht für Halonlöscher. Solange deren Betriebsdruck im grünen Bereich steht, so lange sind sie auch einsatzbereit.

Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Handfeuerlöscher – Wasserfeuerlöscher

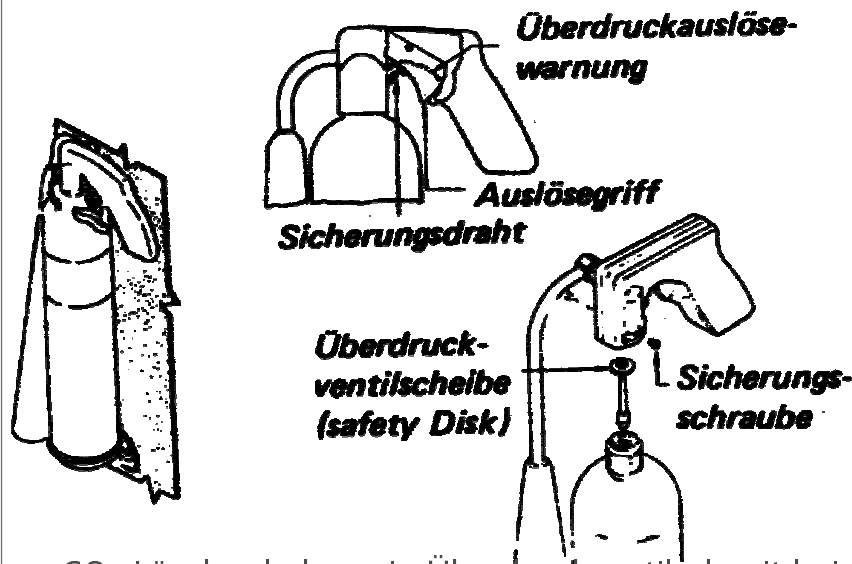


- Zum Löschen von festen und glutbildenden Stoffen der Brandklasse A – aber nicht bei der Anwesenheit von Strom.
- Durch Zusatz von Gefrierschutzmitteln kann der Löscher bei Umgebungstemperaturen von bis zu $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ eingesetzt werden.
- Das Wasser steht normalerweise nicht unter Druck. Der Förderdruck wird durch eine Kohlendioxyd-Patrone erzeugt, welche sich bei Rechtsdrehung des Handgriffes öffnet.
- Das in der Patrone unter Druck verflüssigte CO₂ entspannt sich, strömt in den Löschmittelbehälter und setzt das Wasser unter Druck.
- Nach Betätigung des Auslösehebels tritt das Wasser aus der Düse aus.
- Die ununterbrochene Löschdauer beträgt 30 bis 45 Sekunden.
- Durch das Betätigen der CO₂-Patrone wird der Sicherungsdraht beschädigt und der Löscher muss ausgetauscht werden.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Handfeuerlöscher – CO₂-Feuerlöscher



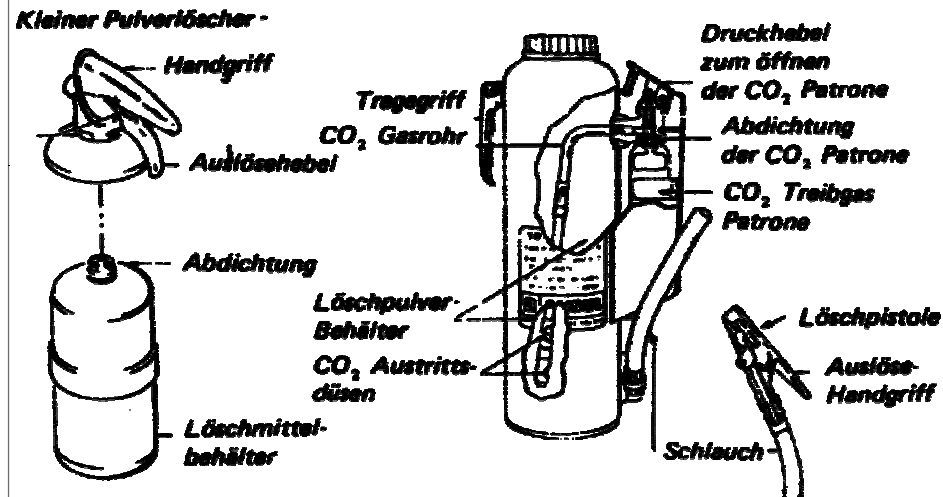
- Vornehmlich zum Löschen von Bränden an und in elektrischen Anlagen.
- CO₂-Gas ist sehr kalt (etwa -50 °C), deswegen:
 - nie auf Lebewesen richten
 - keine Reifen damit löschen (Explosionsgefahr)
- CO₂ verdrängt Sauerstoff, so dass schnell Erstickungsgefahr besteht. Die Löschkonzentration muss 30 Vol.-% betragen. Erstickung erfolgt aber bereits zwischen 5 bis 10 Vol.%. Deswegen darf sich im Löschbereich kein Mensch aufhalten, der nicht eine Atemmaske trägt.
- CO₂-Löscher haben ein Überdruckventil, damit bei hohen Temperaturen der Löscher nicht explodiert. Öffnet das Ventil, so wird am Handgriff eine Markierung sichtbar: „Replace Disc“. In diesem Fall muss der Löscher ausgetauscht werden.
- Wird der Auslösegriff betätigt, so wird der Sicherungsdraht beschädigt und das Löschgas tritt aus dem trichterförmigen Löschrohr aus. Während des Löschen darf das Löschrohr nicht berührt werden, da es stark unterkühlt wird.
- Die ununterbrochene Löschdauer beträgt etwa 30 Sekunden.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Handfeuerlöscher – Pulver-Feuerlöscher

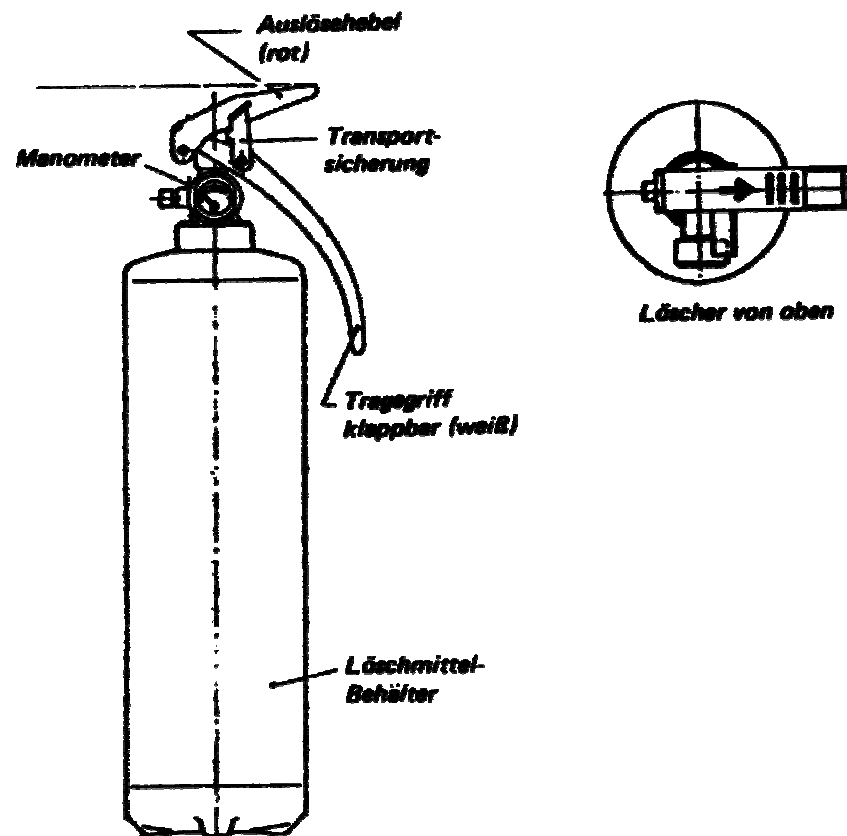


- Der Pulverfeuerlöscher ist universell einsetzbar (Brandklassen A, B, C), weshalb er hauptsächlich in Frachtflugzeugen zu finden ist.
 - Das Löschpulver wird durch CO₂-Treibgas aus dem Löscher herausgedrückt.
 - Bei kleinen Löschern (1 bis 2 kg) steht das Pulver ständig unter Druck.
 - Bei großen Löschern mit mehr als 5 kg Füllmenge muss der Löscher vor dem Löschsinsatz erst noch aktiviert werden
- Das Aktivieren geschieht dadurch, dass eine am Behälter befestigte Treibgasflasche geöffnet wird, wodurch das Gas in den Behälter strömt und das Pulver unter Druck setzt. Ein Vorgang, der etwa 3 Sekunden dauert.
 - Die ununterbrochene Löschzeit beträgt nur 10 Sekunden, so dass der Löscher erst am Brandherd auszulösen ist.
 - Der Löschstrahl ist sehr stark, so dass er aus etwa 3 Meter Entfernung auf den Brandherd gerichtet werden sollte, damit das Brandgut nicht weggetrieben wird, was speziell bei Flüssigkeiten wichtig ist.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Handfeuerlöscher – Halon-Feuerlöscher

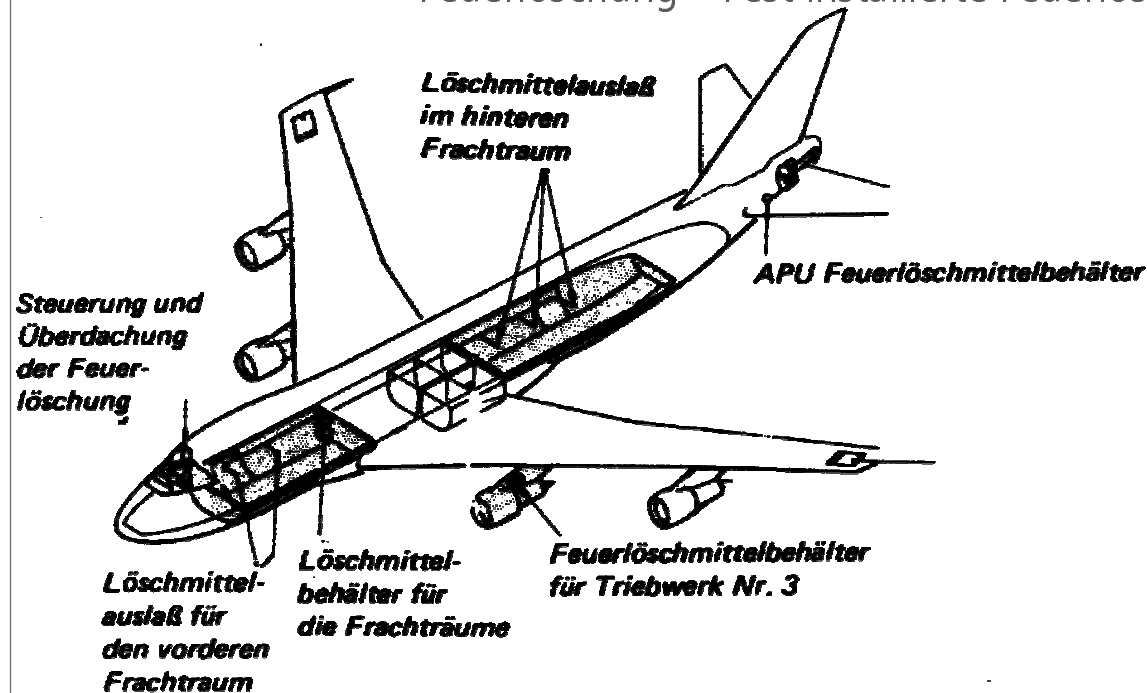


- In Flugzeugkabinen, Frachträumen und Elektrogeräteräumen werden Feuerlöscher verwendet, die das Löschgas BCF (Bromo-Chlorid-Fluor-Methan) enthalten (Halon 1211)
- Sie sind für die Brandklassen A, B, C und für Brände in und an elektrischen Anlagen zugelassen.
- Es werden Löscher mit 1 kg und 2.5 kg Füllmenge verwendet.
- Das Löschgas steht unter Stickstoffdruck von etwa 12 bar. Der Druck wird von einem Manometer angezeigt.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Fest installierte Feuerlöschanlagen

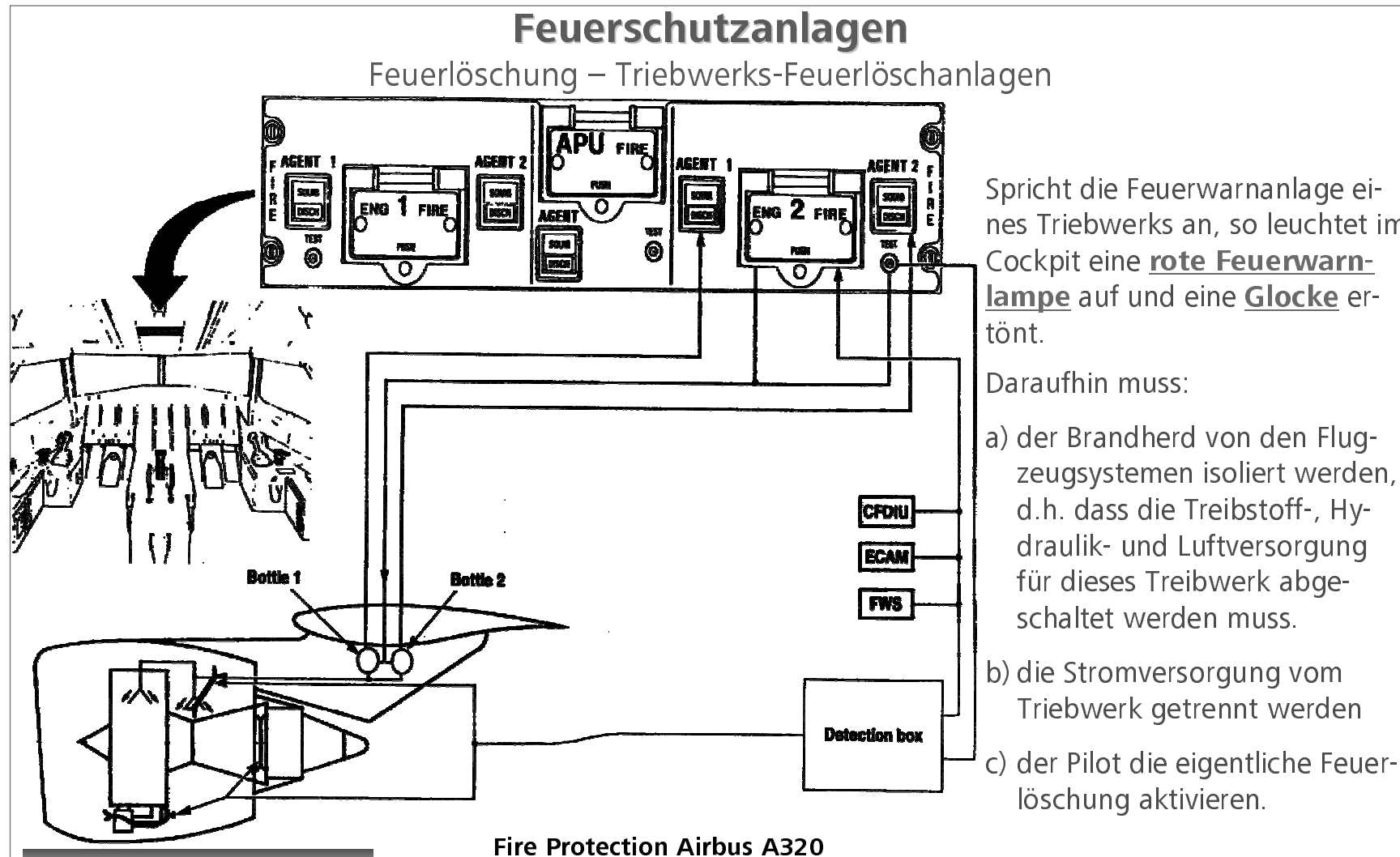


In besonders brandgefährdeten Zonen eines Flugzeuges, die von der Besatzung nicht unmittelbar erreicht werden können, müssen Feuerlöschanlagen fest installiert werden, das sind insbesondere:

- Triebwerks-Feuerlöschanlage
- APU-Feuerlöschanlage
- Frachtraum-Feuerlöschanlage

- Für alle diese Feuerlöschanlagen gilt, dass die Cockpitbesatzung die Entscheidung für den Löscheinsatz treffen muss, wenn z.B. eine Feuerwarnung in diesem Bereich erscheint.
- Es gibt aber auch vollautomatische Löschanlagen, die unmittelbar bei Ausbruch eines Feuers löschen:
 - Explosionsschutzanlagen in den Belüftungstanks
 - Feuerlöschanlagen in den Toiletten

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



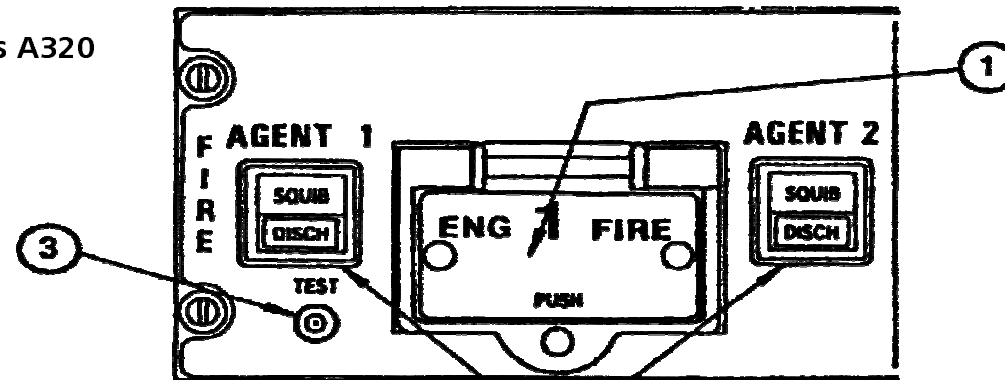
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen

Fire Protection Airbus A320



- (1) Push-Button-Switch (pb-switch) leuchtet rot. Sicherheitsdeckel anheben und drücken:
- Glocke wird abgeschaltet
 - Auslöser (SQUIBS) an den Feuerlöschbehältern werden vorbereitet
 - Ventile für Kraftstoff, Hydraulik, Bleed-Air und Klimapacks werden elektrisch geschlossen
 - Sind alle Ventile geschlossen, wird der Generator am Triebwerk abgeschaltet
 - Warnlampe leuchtet weiterhin rot auf, und zwar solange, bis das Feuer gelöscht ist.

- (2) Feuerlöschauslösung wird aktiviert, wenn der Druckknopf (1) betätigt wurde

- Beide SQUIB-Lichter leuchten weiß und zeigen so, dass die Löschbehälter zur Verfügung stehen
- Wird der AGENT-Button 1 oder 2 gedrückt, so entlädt sich der entsprechende Löschbehälter
- Ist der Löschbehälter (AGENT) entleert, so leuchtet DISCH (discharged) in der Farbe „Amber“ auf

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen

Nach JAR/FAR 25 benötigt:

- die APU und sonstige kraftstoffverbrennende Heizer zusammen 1 Feuerlöschbehälter (ein so genanntes „one shot“-System)
- jedes Haupttriebwerk 2 gleichwertige Feuerlöschbehälter (ein so genanntes „two shot“-System)

Diese Anforderungen wurden bei unterschiedlichen Flugzeugen sehr unterschiedlich nachgekommen:

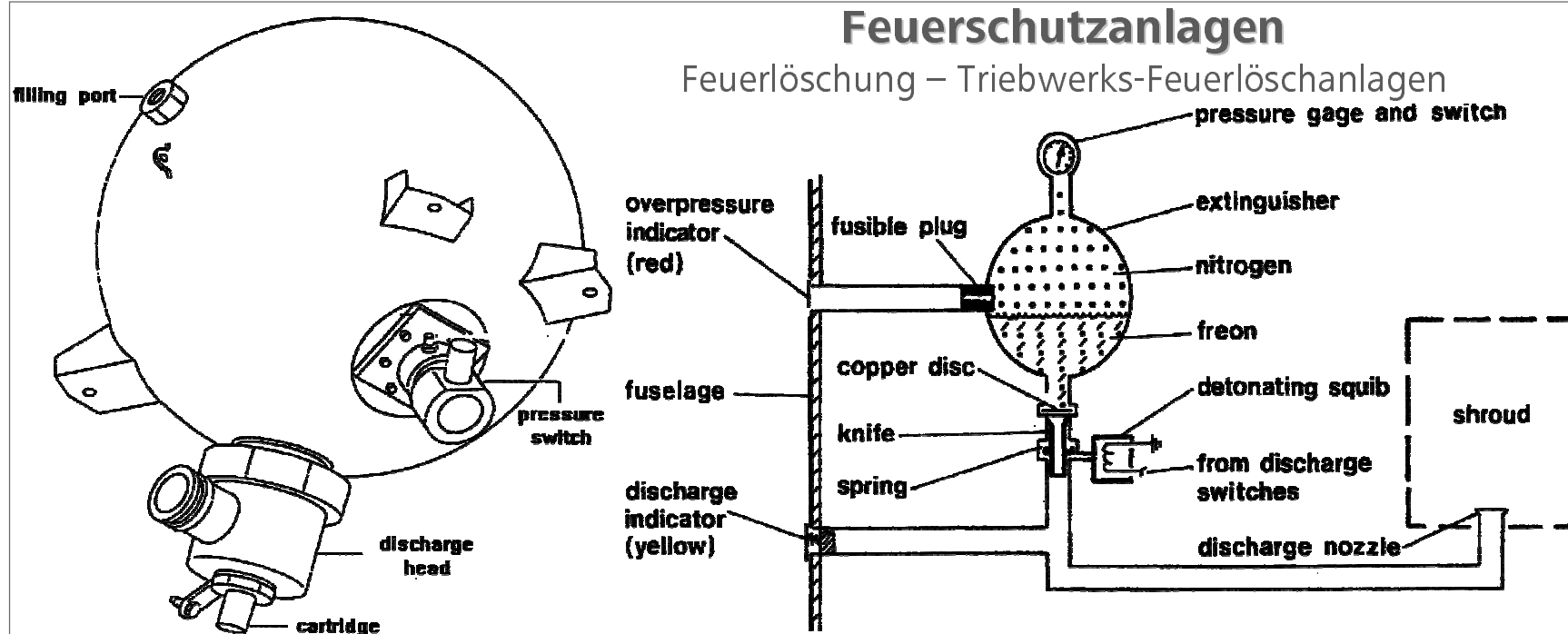
- Boeing B727 2 Behälter, beide mit allen drei Triebwerken verbunden
 1 Behälter für die APU
- Boeing B737 2 Behälter, beide mit allen zwei Triebwerken verbunden
 1 Behälter für die APU
- DC 10 2 Behälter für jedes einzelne der am Flügel installierten Haupttriebwerke
 2 Behälter für das Zentraltriebwerk, die aber auch mit der APU verbunden sind
- A 310/A320 2 Behälter für jedes einzelne der Haupttriebwerke
 1 Behälter für die APU

Heute ist es die Regel, dass es an jedem der Haupttriebwerke zweimal zu einem Löscheinsatz kommen kann!



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen



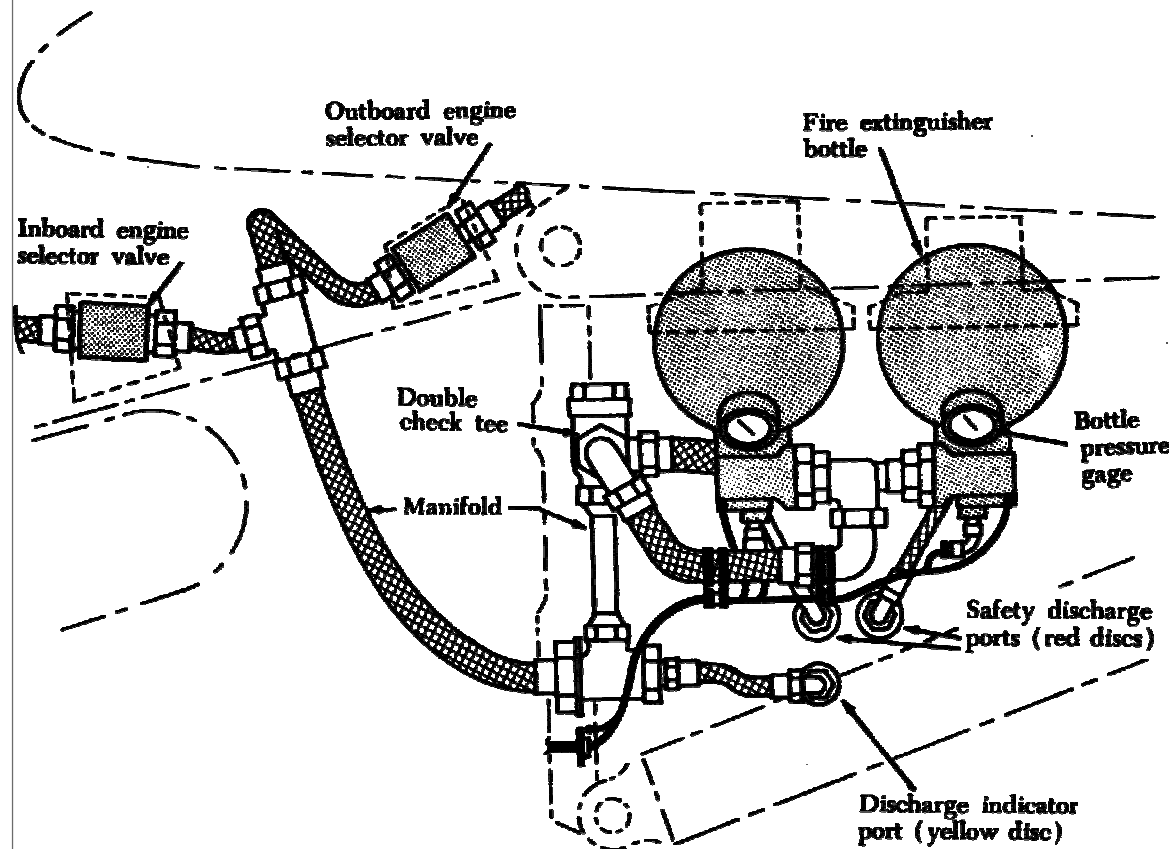
- Das Feuerlöschmittel in den Extinguishern ist: **Freon** (Halon 1301, Tri-Fluor-Mono-Brom-Methan, BTM, CF_3Br)
- Als nicht brennbares Treibgas findet Stickstoff Verwendung (400 bis 800 psi bzw. 28 bis 55 bar)
- Eine Pulverladung sprengt den Verschluss des Extinguishers auf (Squib = Knallfrosch)
- Die Extinguisher sind gegen Überhitzung bzw. Überdruck (z.B. Leckage in den Rohrleitungen der Pneumatik/Klimaanlage) geschützt.
- Bei etwa 130 °C öffnet sich eine Schmelzsicherung, die das Löschmittel über Bord leitet.
- Am unteren Rumpf wird eine rote Signalscheibe sichtbar, die das Bodenpersonal auf den Druckverlust aufmerksam macht.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen



Feuerlöschanlagen für Triebwerke sind sog. HRD-Systeme (high-rate-of-discharge), die durch hohen Druck, kurze Leitungen und große Auslassventile das Löschmittel in weniger als einer Sekunde an den gewünschten Ort bringen.

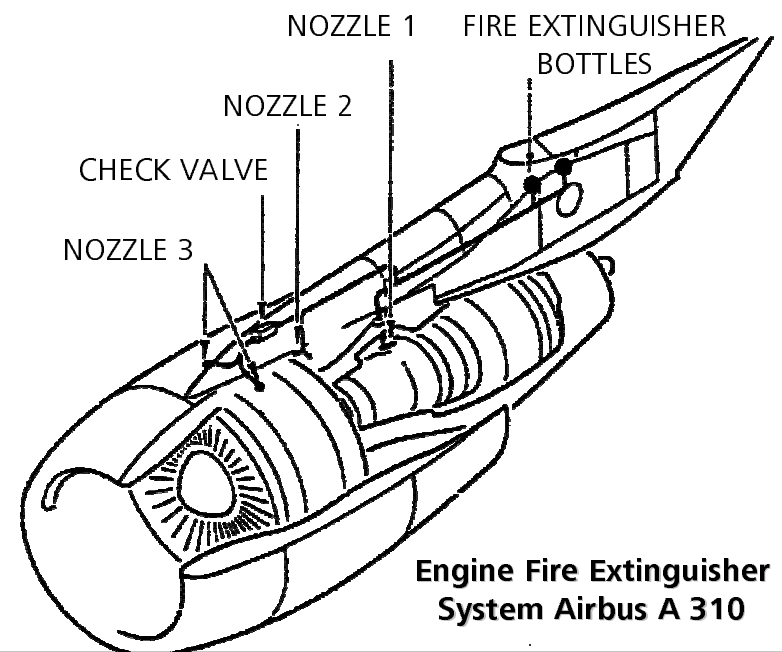
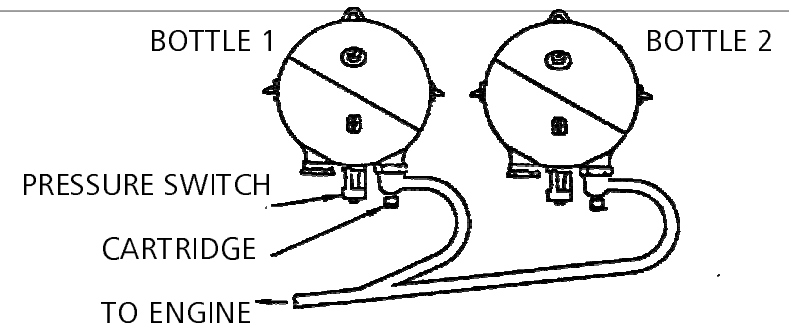
Die Löschzone wird so kurzzeitig extrem druckbeaufschlagt, so dass jeglicher brennbarer Sauerstoff schlagartig verdrängt wird.

Das „Feuern“ der Löschanlage wird am Rumpf durch eine gelbe Signalscheibe dem Bodenpersonal angezeigt.

Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen

- Nach dem Drücken des Feuerlöschknopfes durch den Piloten wird ein Zünddraht in der Auslösepatrone (cartridge) von einem hohen Strom durchflossen, der ihn zum Glühen bringt.
- Dieses entzündet eine Pulverladung, die den Verschluss des Löschmittelbehälters öffnet.
- Das Löschmittel strömt nun durch eine Rohrleitung zum entsprechenden Triebwerk.
- Durch nur wenige, aber groß dimensionierte und sehr sorgfältige ausgewählte Austrittsöffnungen strömt das Löschmittel mit hoher Geschwindigkeit und hoher Verwirbelung in das Triebwerk, um sich dort gleichmäßig zu verteilen.

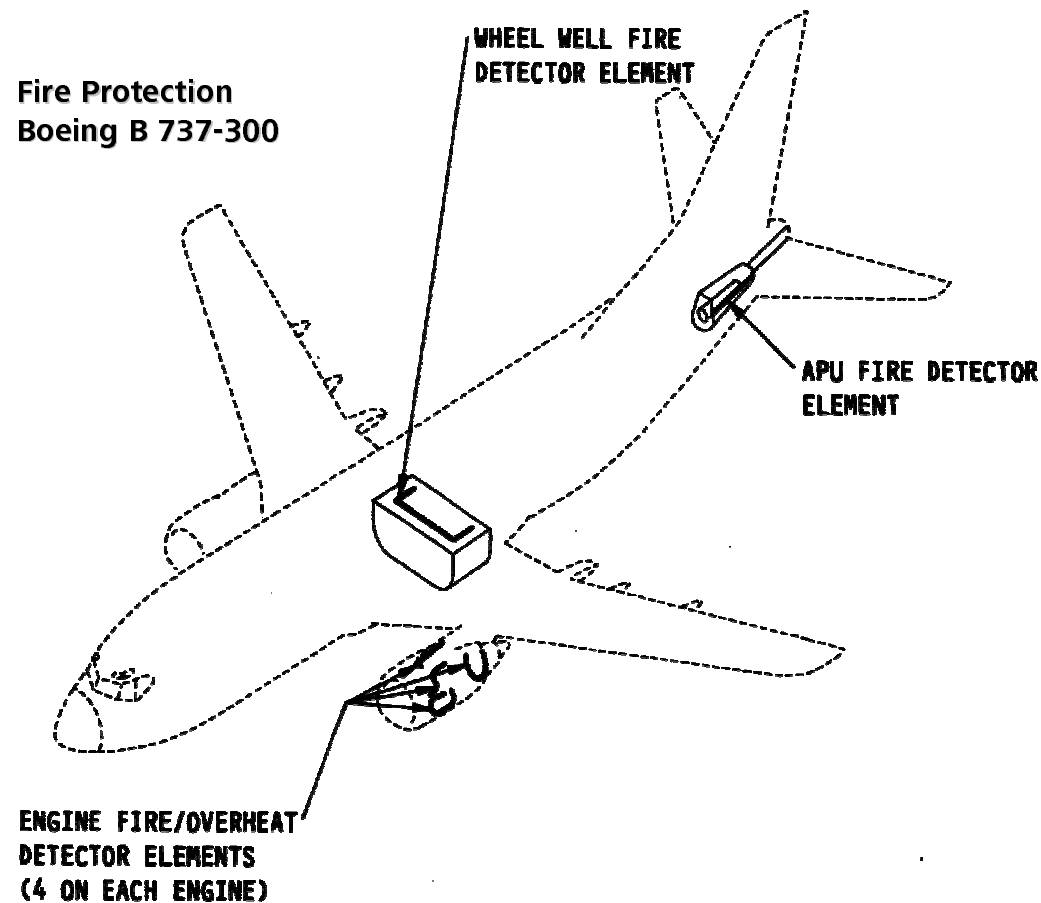




Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Feuerlöschanlagen am Beispiel Boeing B737

Fire Protection
Boeing B 737-300



- Die Boeing B737 hat 2 Feuerlöschbehälter, die beide mit allen zwei Haupttriebwerken verbunden sind und 1 separaten Behälter für die APU.
- Im Hauptfahrwerksschacht befindet sich zwar eine Feuerwarnschleife, aber keine Löscheinrichtung.
- Im Fahrwerksschacht befindet sich eine Warnlampe und eine Warnhorn, die das Bodenpersonal auf ein APU-Feuer aufmerksam machen sollen.
- Die APU kann vom Fahrwerksschacht aus gelöscht werden.

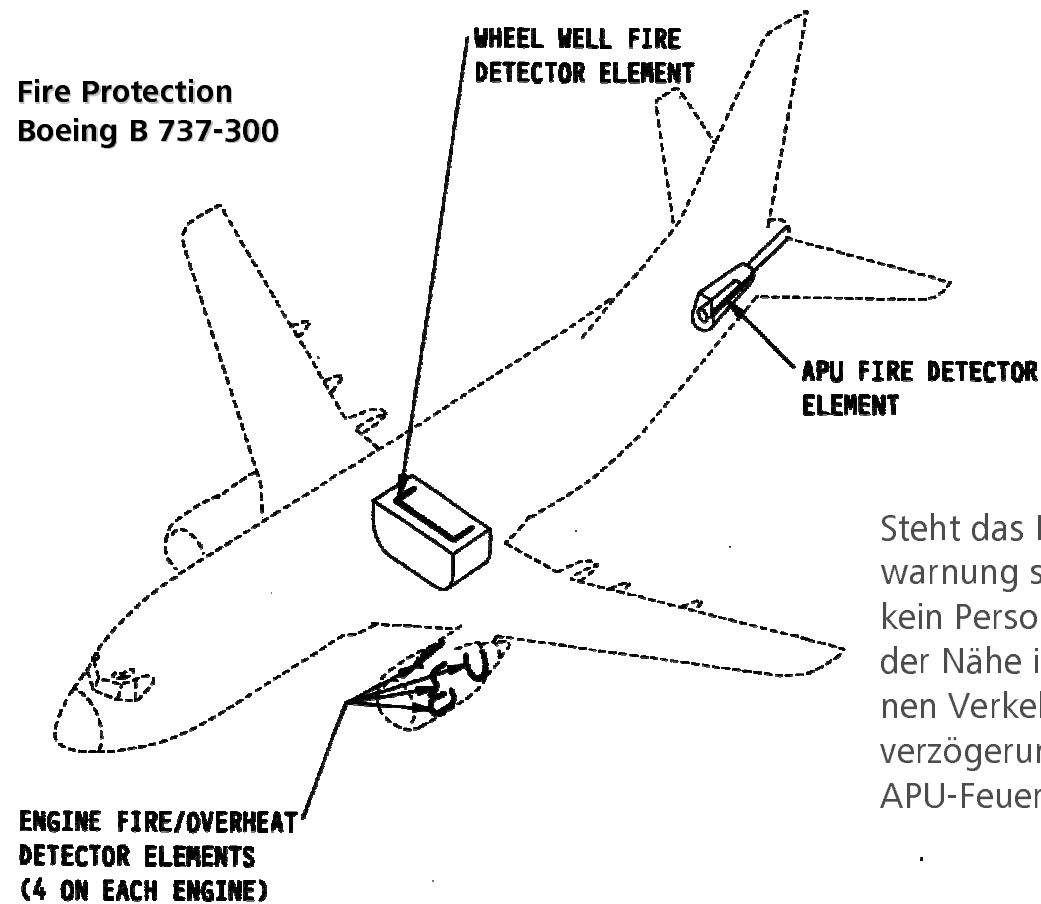
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Feuerlöschanlagen am Beispiel Boeing B737

Fire Protection
Boeing B 737-300



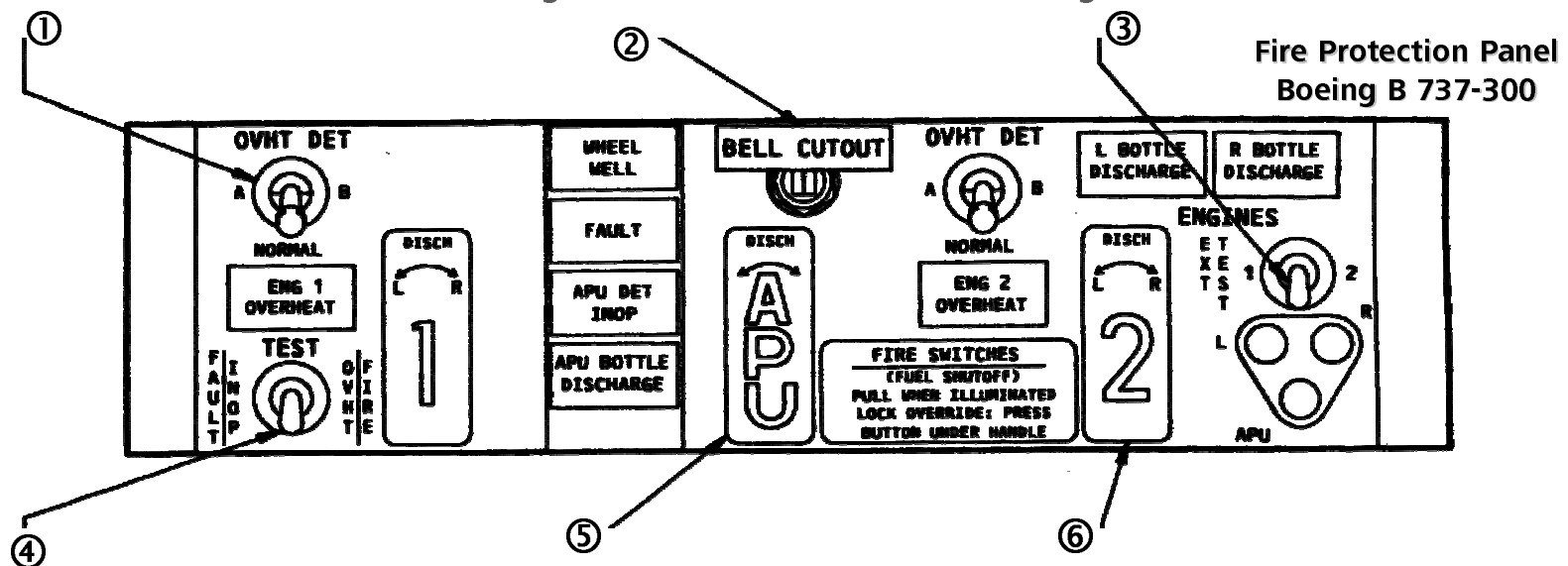
Steht das Flugzeug am Boden und die APU-Feuerwarnung spricht an, könnte es vorkommen, dass kein Personal zum Auslösen der Feuerlöschung in der Nähe ist. Daher erfolgt bei den meisten modernen Verkehrsflugzeugen nach einer gewissen Zeitverzögerung eine vollautomatische Auslösung der APU-Feuerlöschung.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen

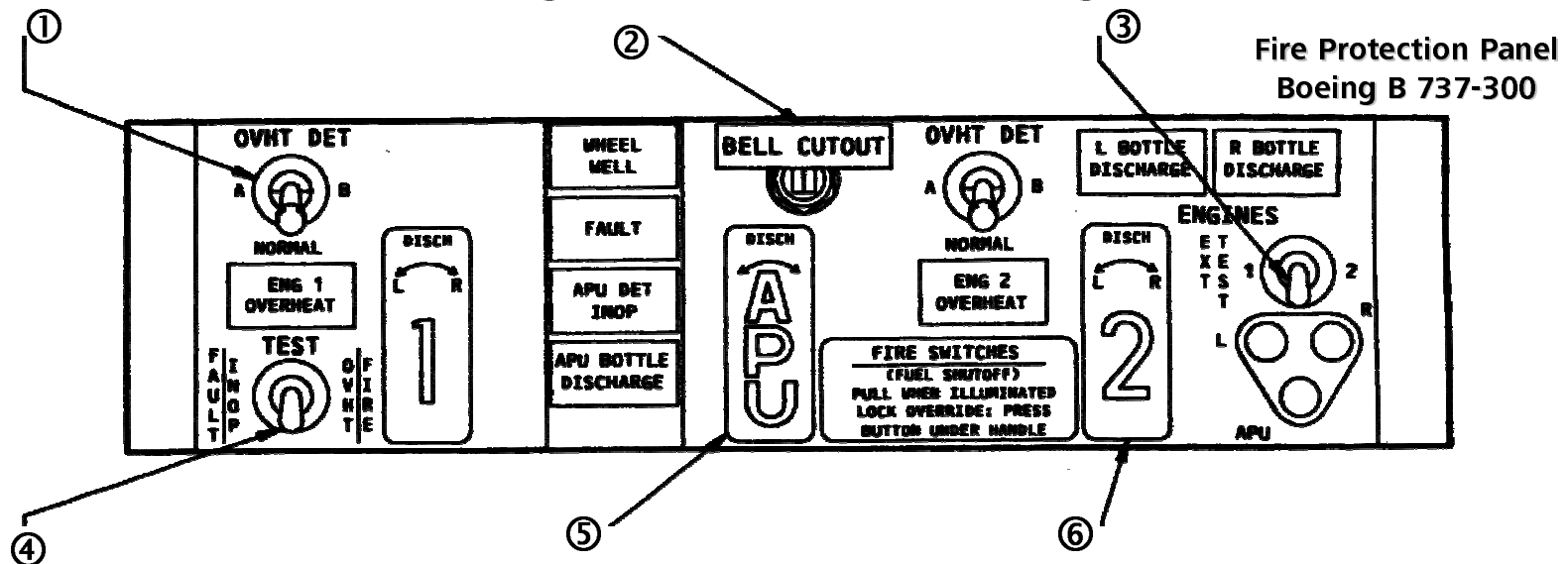


- (1) Auswahl der Feuerwarnschleifen A und B.
In der Stellung „Normal“ müssen beide Warnschleifen (A und B) eine Feuerwarnung senden, um einen Alarm auszulösen. Durch Umschalten auf A oder B kann eine defekte Warnschleife ausgeschaltet werden.
- (2) Durch Drücken des Knopfes wird die Alarmglocke und die Haupt-Feuerwarnlampe abgeschaltet.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen

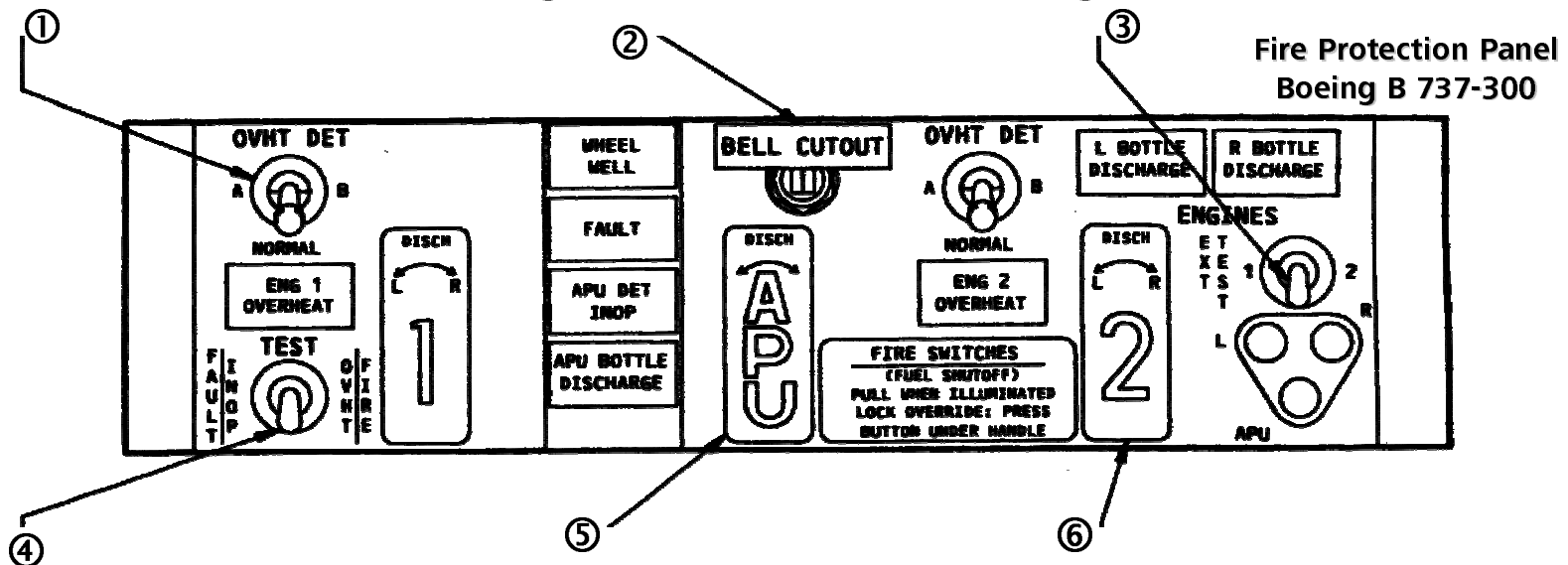


- (3) Testet die elektrische Funktion der drei Feuerlöschbehälter. In Stellung 1 und 2 müssen jeweils alle drei Kontrolllampen aufleuchten.
- (4) FAULT/INOP testet die APU-Feuerwarnung und als fehlerhaft gemeldete Schaltkreise
OVHT/FIRE testet alle Feuerwarnschleifen an den Triebwerken, an der APU und am Hauptfahrwerk.
Dabei müssen alle Feuerwarnlampen und alle Glocken (Cockpit und APU-Alarm im Fahrwerksschacht) auslösen.



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen



- (5) Schalter für die APU Feuerwarnung
(Er ist gesperrt, solange keine Feuerwarnung ausgelöst wurde)

Durch Ziehen des Hebels werden alle notwendigen Ventile (Shut-Off Valves) an der APU und die Luftansaugklappe im Heckkonus des Flugzeugs geschlossen und abschließend der Generator elektrisch von der APU getrennt. Der APU-SQUIB wird zum Feuern vorbereitet.

Durch Drehen des Hebels wird der Feuerlöschbehälter für die APU entleert. Dabei kann der Hebel links oder rechts herum gedreht werden (die Richtung ist beliebig).



Feuerschutzanlagen

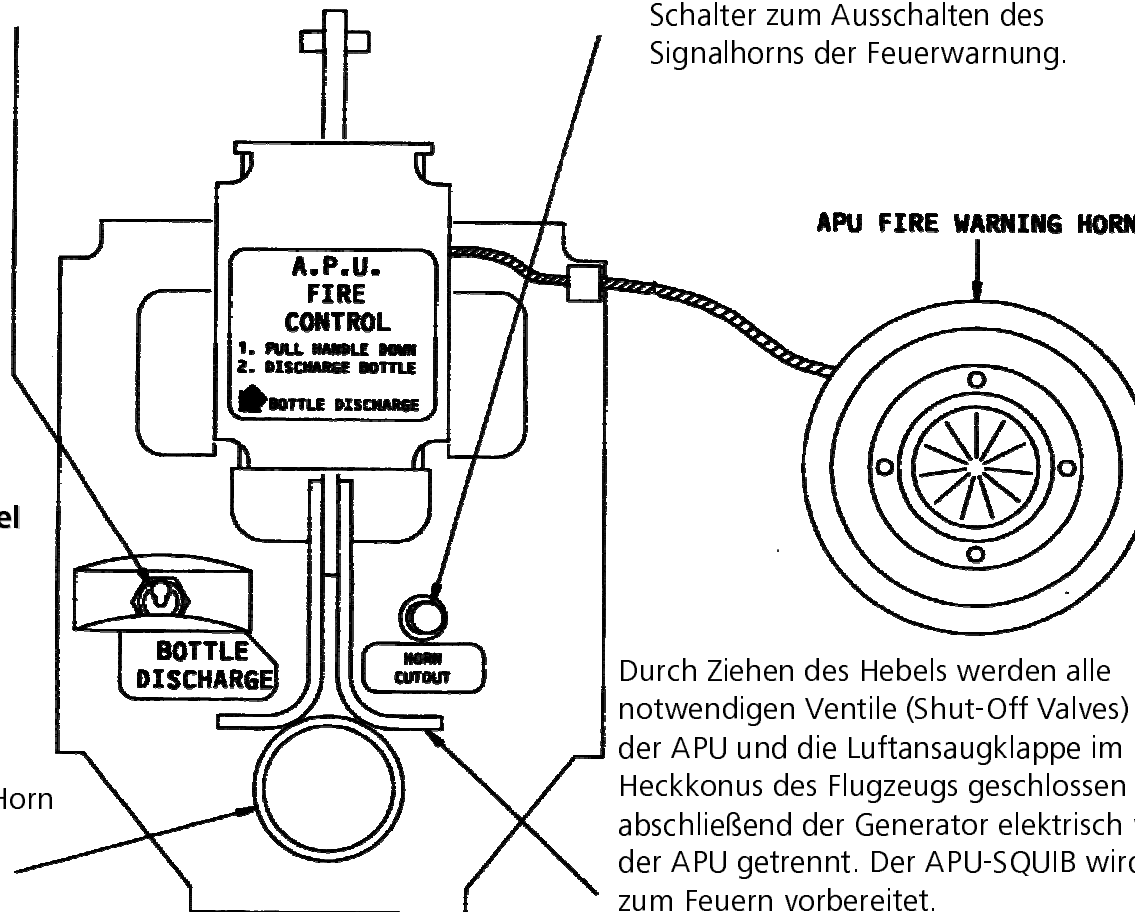
Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen

Schalter zum Aktivieren des APU-Feuerlöschbehälters. Der Schalter wird erst bei Auslösen des APU-Feuer-alarms freigegeben.

Schalter zum Ausschalten des Signalhorns der Feuerwarnung.

**APU
Fire Protection Ground Panel
Boeing B 737-300**

APU-Feuerwarnlampe
Wird zusammen mit dem Horn
ausgelöst, wenn ein Feuer
festgestellt wurde.



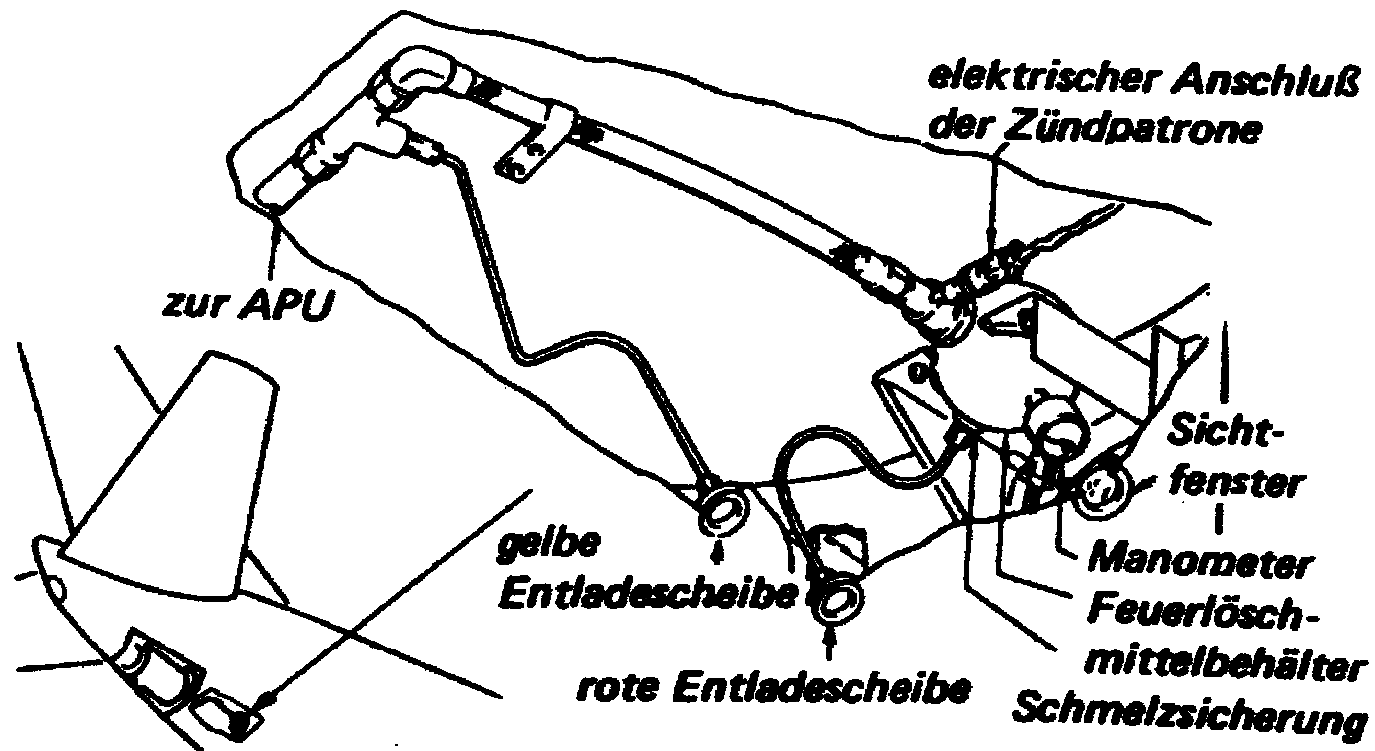
Durch Ziehen des Hebels werden alle notwendigen Ventile (Shut-Off Valves) an der APU und die Luftansaugklappe im Heckkonus des Flugzeugs geschlossen und abschließend der Generator elektrisch von der APU getrennt. Der APU-SQUIB wird zum Feuern vorbereitet.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen



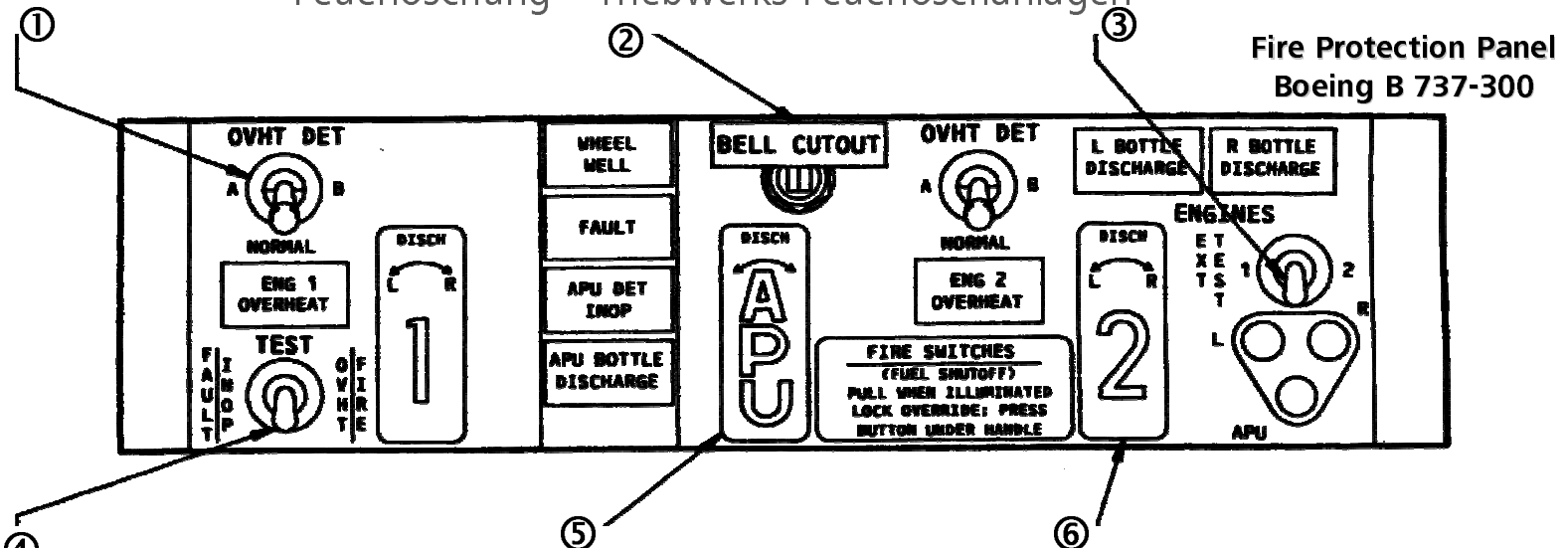
APU Fire Protection Boeing B 737-300

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Triebwerks-Feuerlöschanlagen



- (6) Schalter für die Haupttriebwerks-Feuerwarnung
(Er ist gesperrt, solange keine Feuerwarnung ausgelöst wurde)

Durch Ziehen des Hebels werden alle notwendigen Ventile (Shut-Off Valves) am Triebwerk geschlossen und abschließend der Generator elektrisch vom Triebwerk getrennt. Die SQUIBS werden zum Feuern vorbereitet.

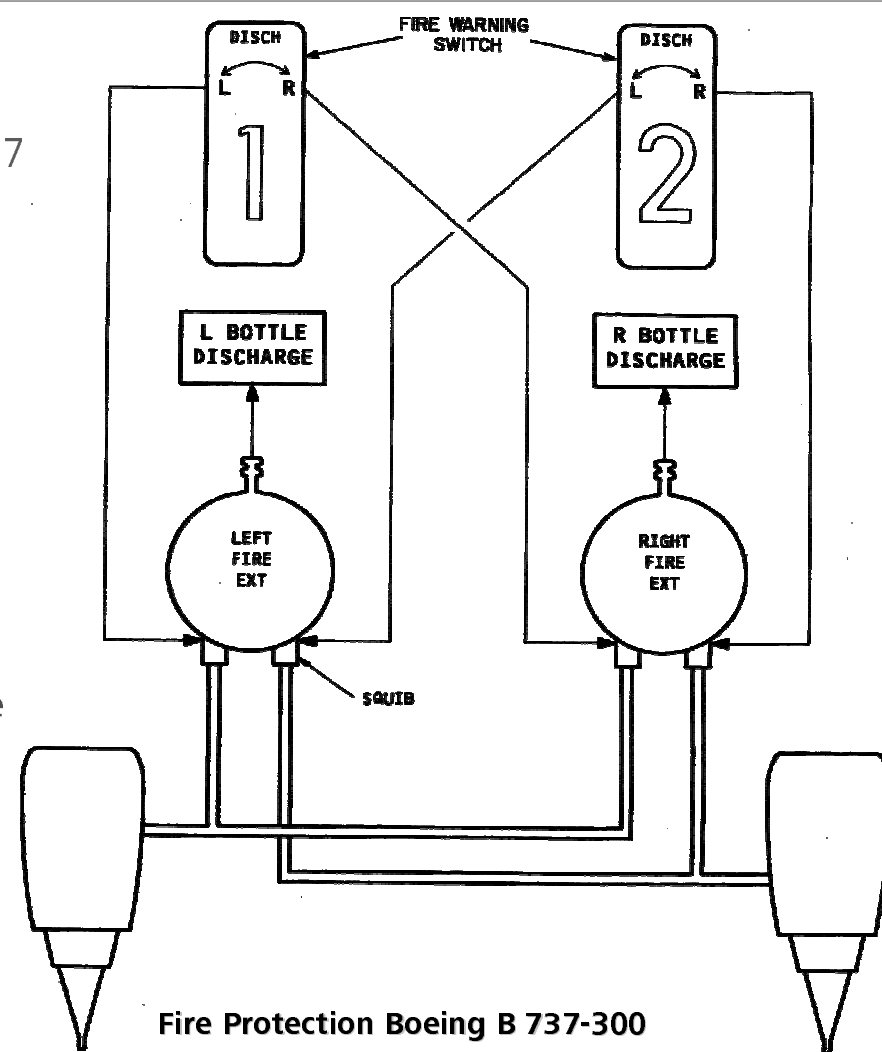
Durch Drehen des Hebels wird der dabei ausgewählte Feuerlöschbehälter ins Triebwerk entleert. Durch Links- oder Rechtsdrehen des Hebels wird der eine oder der andere Feuerlöschbehälter ausgewählt.

Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung

Feuerlöschanlagen am Beispiel Boeing B737

- Alle Löschbehälter müssen regelmäßig einer Druck- **und** Gewichtskontrolle unterzogen werden.
- Alle Leitungen, Ventile und der Zündmechanismus der Squibs sind regelmäßig zu prüfen (**Vorsicht! Hochexplosives Schwarzpulver**).
- Die Zündpatronen (Squibs) haben – je nach Hersteller – eine Funktionsgarantie von 5 bis 6 Jahren. Auf den Zündpatronen ist das Ablaufdatum vermerkt. Nach Erreichen dieses Datums muss sie ausgetauscht werden.
- Squibs dürfen nur in speziellen Schutzbehältern transportiert werden. Die Entsorgung erfolgt in einer Spezialfirma.

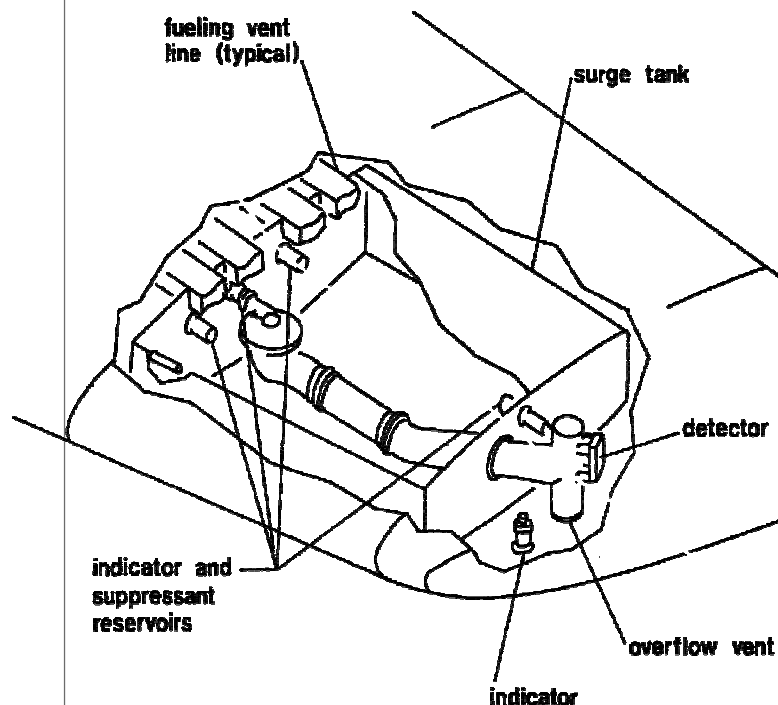


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



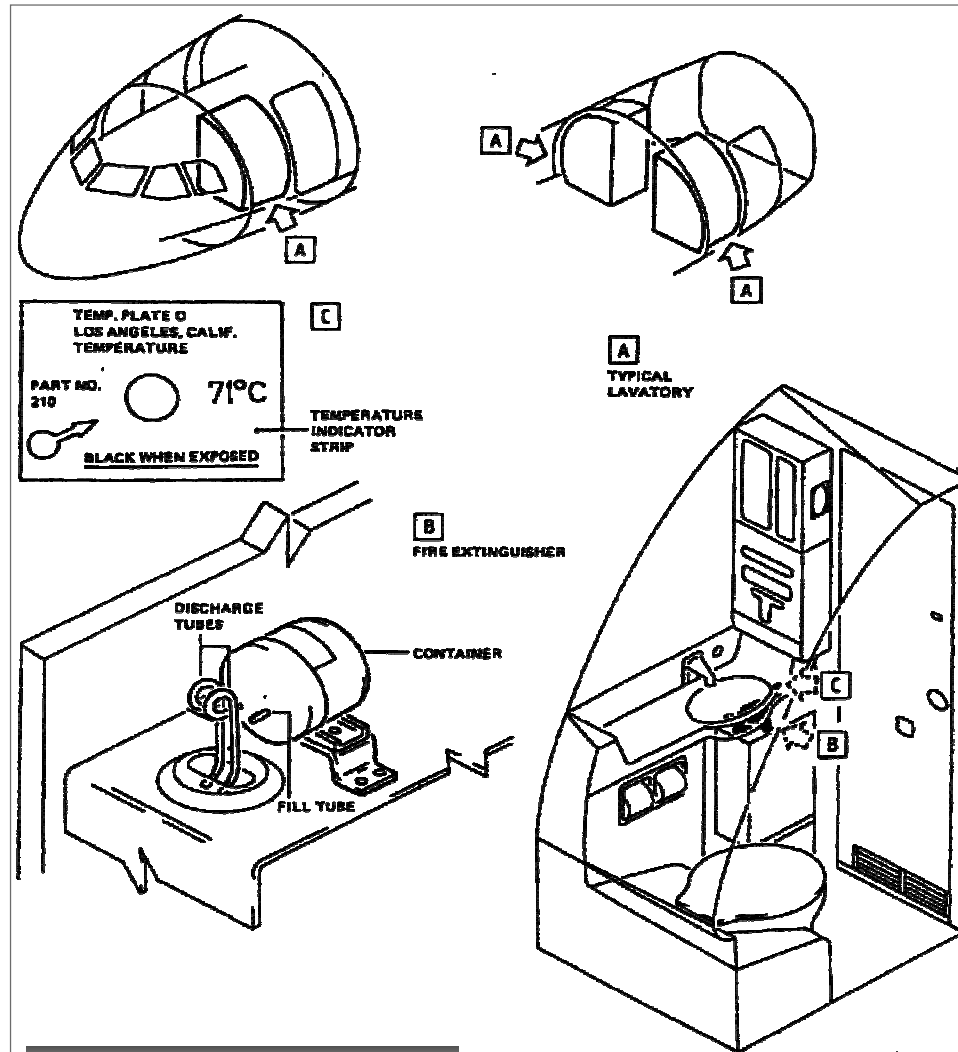
Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Explosionsschutzanlage für Belüftungstanks



- Bei Blitzeinschlag in den Belüftungstanks (surge vent tanks) besteht Explosionsgefahr des dort befindlichen leicht entflammbaren Kraftstoff-Luft-Gemisches.
- Am Austritt der Belüftungsleitung ist eine infrarotempfindliche Fotozelle (detector) installiert, die bei Blitzschlag innerhalb von 3 ms über eine Überwachungseinheit entsprechende Löschmittelbehälter mit Freon öffnet.
- Das Löschmittel strömt in den Lüftungsbehälter und unterdrückt die auftretenden Flammen.
- Ein Indikator, in dem eine fluorisierende Flüssigkeit freigesetzt wird, zeigt dem Bodenpersonal die Auslösung der Anlage an.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung

Automatische Feuerlöschanlagen in den Toiletten

- In den Toiletten eines Flugzeuges mit mehr als 20 Passagiersitzen müssen automatisch auslösende Feuerlöschflaschen installiert sein.
- Die Feuerlöschung konzentriert sich hier ganz speziell auf die Abfallbehälter.
- Die Löschflaschen sind mit Halon 1301 (Frigen) gefüllt.

Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung
Automatische Feuerlöschanlagen in den Toiletten

PARTITION

HEAT-ACTIVATED NOZZLES

EXTINGUISHER

INSIDE ACCESS DOOR BELOW LAVATORY SINK

TEMPERATURE INDICATOR

180°F 200°F 230°F 250°F

BLACK WHEN EXPOSED

PLACARD

- Die Löschflaschen haben einen oder zwei Schmelzeinsätze, die bei ca. 80 °C (174 °F) schmelzen und das Löschmittel in die brandgefährdete Zone ausströmen lassen.
- Eine geöffnete Löschflasche erkennt man an der fehlenden Schmelzsicherung.
- Es kann auch ein Temperaturindikator installiert sein.
- Das ist eine selbstklebende Folie, die 4 temperaturempfindliche Felder hat. Die Felder wechseln ihre Farbe von grau nach schwarz, wenn die angegebene Temperatur überschritten wurde.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Video

„Fire Protection“ am Beispiel Boeing B737



Abspielzeit: 14' 48"

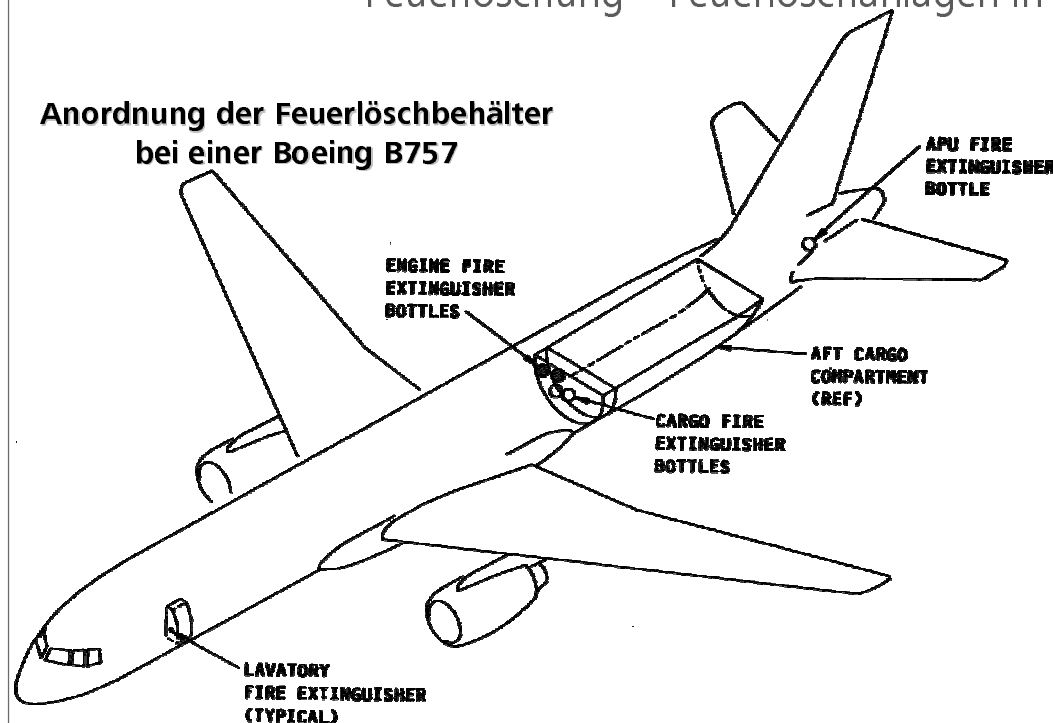
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Feuerlöschanlagen in den Frachträumen

Anordnung der Feuerlöschbehälter
bei einer Boeing B757



- Alle Frachträume, die durch eine Rauchmeldeanlage überwacht werden und während des Fluges nicht erreichbar sind (Klasse C), müssen mit einer festinstallierten Feuerlöschanlage ausgerüstet sein.
- Da die Frachträume ein großes Volumen haben, muss auch der Löschmittelvorrat entsprechend groß sein.
- Bevor nach einer Rauchwarnung die Feuerlöschanlage ausgelöst wird, muss der Frachtraum hermetisch von den übrigen Flugzeubereichen isoliert werden.

- Die Luftzufuhr der Belüftung der Frachträume wird abgesperrt, damit kein weiterer Sauerstoff an den Brandherd gelangen kann (erfolgt vollautomatisch nach Auslösen der Rauchwarnung).
- Die Luftabfuhr der Belüftung der Frachträume wird unterbrochen, damit kein Löschmittel entweichen kann und auch Rauch/Löschmittel nicht in andere Flugzeugräume gelangen können (erfolgt ebenfalls vollautomatisch nach Auslösen der Rauchwarnung).

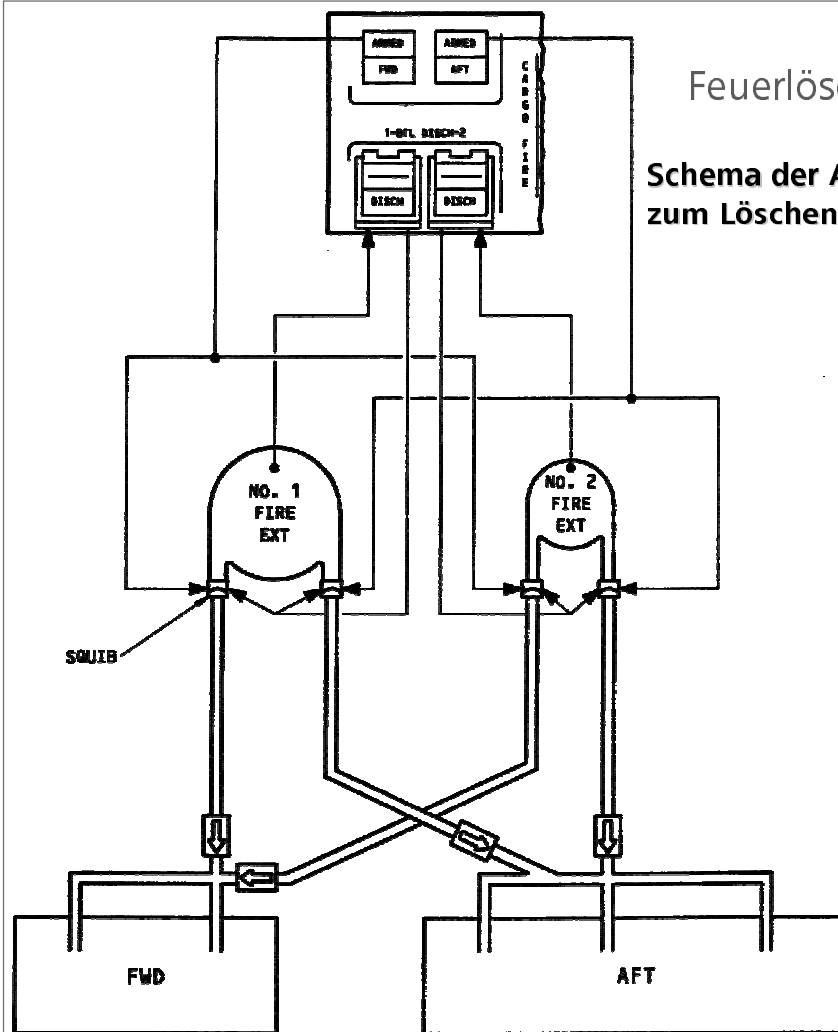
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Feuerschutzanlagen

Feuerlöschung – Feuerlöschanlagen in den Frachträumen

Schema der Anordnung der Feuerlöschbehälter zum Löschen der Frachträume bei einer Boeing B757



- Wie schon bei den Triebwerken erklärt, so erfolgt auch in den Frachträumen die Auslösung der Feuerlöschung durch Zündpatronen (squibs).
- Das Feuer wird so gelöscht und die Löschmittelkonzentration muss sicherstellen, dass ab nun für wenigstens 30 Minuten ein erneutes Aufflammen des Brandes unterbleibt.
- Zum Verhindern von Fehlalarmen sind auch die Frachträume – genau wie die Triebwerke – mit zwei separaten Detektoren (hier: Rauchmelder) ausgestattet.
- Bei Langstreckenflugzeugen wird nach Ablauf von ca. 30 Minuten der Inhalt einer zweiten Feuerlöschflasche in denselben Frachtraum abgelassen, um so auch einen weitentfernten Ausweichflughafen noch sicher erreichen zu können.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



ENDE

Feuerschutzanlagen

Feuerwarnung / Feuerlöschung



ATA 35

Sauerstoffanlagen

Oxygen

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Video

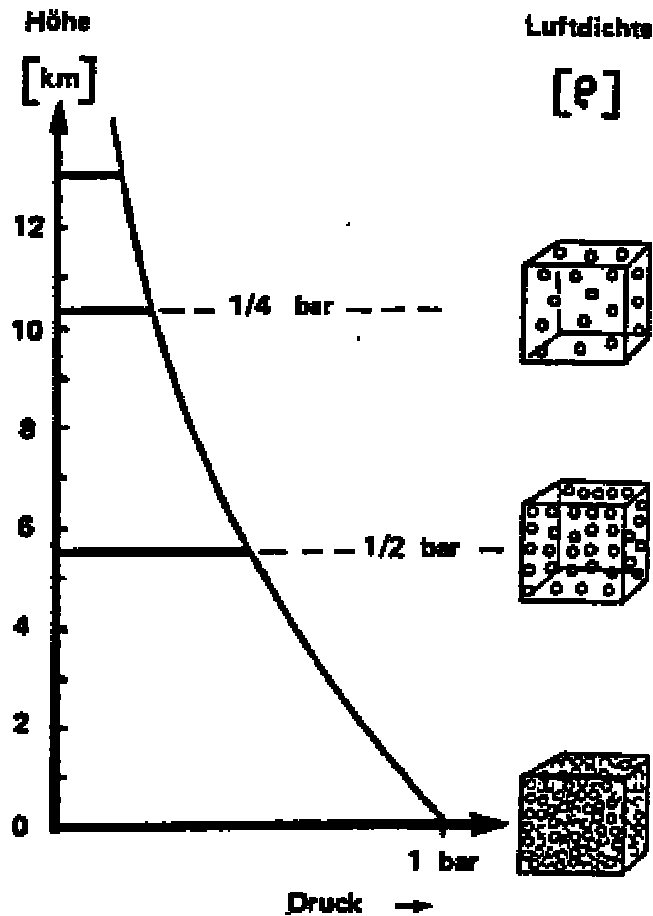
„Die Auswirkungen des Sauerstoffmangels auf den Menschen“ am Beispiel des Unfalls einer Boeing B747 – Flug JAL 123



Abspielzeit: 20' 36"

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Abnahme der Sauerstoffmenge mit der Höhe



Sauerstoffmenge in der Atmosphäre		
Höhe [km]	Höhe [ft]	O ₂ -Dichte [g/m ³]
0	0	258
3	~ 10000	190
4,2	~ 14000	168
6	~ 20000	136
12	~ 40000	65

- Atmosphärische Luft ist ein Gasgemisch, das aus ca. 78 % Stickstoff N₂, 21 % Sauerstoff O₂ und 1 % Edelgasen und sonstigen Verunreinigungen besteht.
- Diese Zusammensetzung bleibt mit zunehmender Höhe gleich!
- Was sich jedoch ändert, ist die Dichte ρ der Luft und damit der entsprechende Teildruck (Partialdruck) der Gasanteile in der Luft.
- Für die Lebensfunktionen und die Leistungsfähigkeit des Menschen ist ein ausreichender O₂-Partialdruck bzw. die Menge des je Zeiteinheit vom Atmungsorganismus ausgenommenen Sauerstoffs maßgebend.

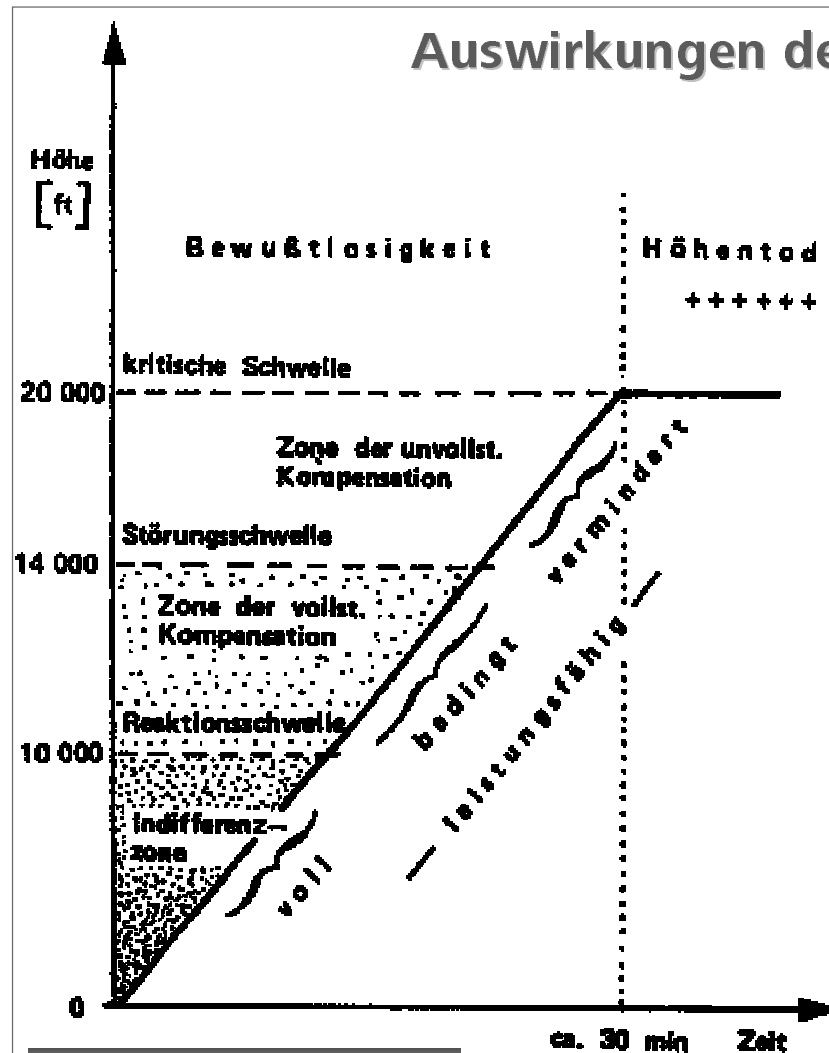
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Typische Symptome von Sauerstoffmangel beim Durchschnittsmenschen in verschiedenen Höhen Sauerstoffmangelkrankheiten

- Sauerstoffmangel lässt sich subjektiv nicht wahrnehmen (weil schmerzlos) und äußert sich deswegen heimtückisch.
- Dabei kann es zwischenzeitlich zu einer Euphorie (Rausch - subjektives Wohlbefinden) kommen, die von Sinnestäuschungen begleitet wird.
- Der Betroffene mutet sich mehr zu als er zu leisten imstande ist und kann dadurch Fehlentscheidungen treffen (gilt besonders für Flugzeugführer).

Höhe ft	Zeit bis zum Auftreten der Symptome	Typische Symptome
5 000	unbegrenzt	In einzelnen Fällen kann die Sehfähigkeit bei Nacht beeinträchtigt werden.
10 000	4 Stunden	Müdigkeit, Trägheit
15 000	2 Stunden (oder weniger)	Müdigkeit, Schläfrigkeit, Kopfschmerzen, schlechte Urteilsfähigkeit
18 000	1/2 Stunde (oder weniger)	Nachlassende Aufmerksamkeit, Beeinträchtigung der Sehfähigkeit, Gedächtnisstörungen, dabei jedoch trügerisches Gefühl des Wohlbefindens. Muskeln geraten außer Kontrolle, Gedächtnisverlust, Verlust der Urteilsfähigkeit und des Zeitgefühls, Erregungsausbrüche.
22 000	Minuten	Krampfartige Zuckungen, Bewußtlosigkeit
30 000	1–2 Minuten	Bewußtlosigkeit
38 000	30 Sekunden (oder weniger)	Bewußtlosigkeit
50 000	10–12 Sekunden	Bewußtlosigkeit

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Indifferenzzone (unterhalb von ca. 10 000 ft)
Nur geringfügige Senkung der O₂-Sättigung im Blut.
(indifferent = wirkungslos).

Reaktionsschwelle (werden 10 000 ft überschritten)
Der Körper reagiert mit Kompensationsmaßnahmen, wie erhöhter Atemtätigkeit. Durch diese physiologische Reaktion wird der O₂-Mangel bis ca. 14 000 ft beim gesunden Menschen voll ausgeglichen. Der Bereich zwischen 10 000 und 14 000 ft wird „Zone der vollständigen Kompensation“ genannt.

Störungsschwelle (werden 14 000 ft überschritten)
Die Kompensationsbemühungen des Organismus werden unvollständig („Zone der unvollständigen Kompensation“), so dass erste Störungen wie Kopfschmerzen und Schläfrigkeit auftreten.

kritische Schwelle (werden 20 000 ft überschritten)
Nach maximal 30 Minuten tritt Handlungsunfähigkeit, Bewusstlosigkeit und schließlich der Tod ein.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Erkenntnisse und Maßnahmen

- **8 000 ft**

in Verkehrsflugzeugen darf die maximale Einstellung für die Kabinendruckhöhe diesen Wert nicht überschreiten. Dieser Wert gewährleistet eine Sicherheitstoleranz gegenüber dem Reaktionsschwellenwert von 10 000ft. Die meisten Airlines stellen aus Gründen des Passagierkomforts in ihren Maschinen noch kleinere Werte ein.

- **10 000 ft**

Ab dieser Höhe ist Zusatzsauerstoff für die Cockpit-Besatzung notwendig, da gerade diese voll leistungsfähig sein muss. Deswegen vordern die Vorschriften (JAR/FAR 25) eine akustische Warnung im Cockpit beim Überschreiten der Reaktionsschwelle von 10 000 ft.

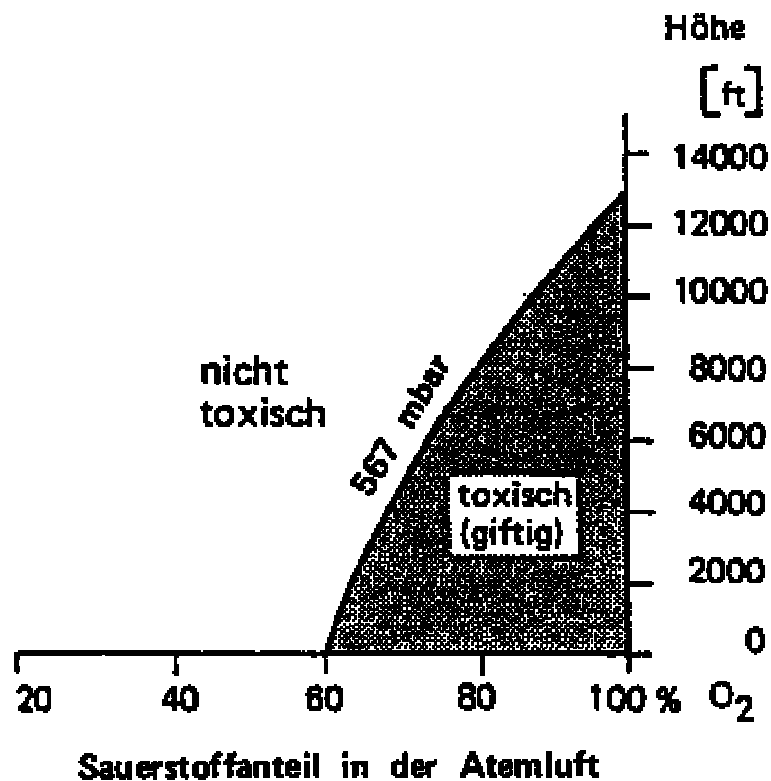
- **14 000 ft**

Ab dieser Höhe wird in Verkehrsflugzeugen die Passagier-Sauerstoffanlage ausgelöst, da hier die Zone der unvollständigen Kompensation beginnt.



Das Atmen von Zusatzsauerstoff

Sauerstoffvergiftung



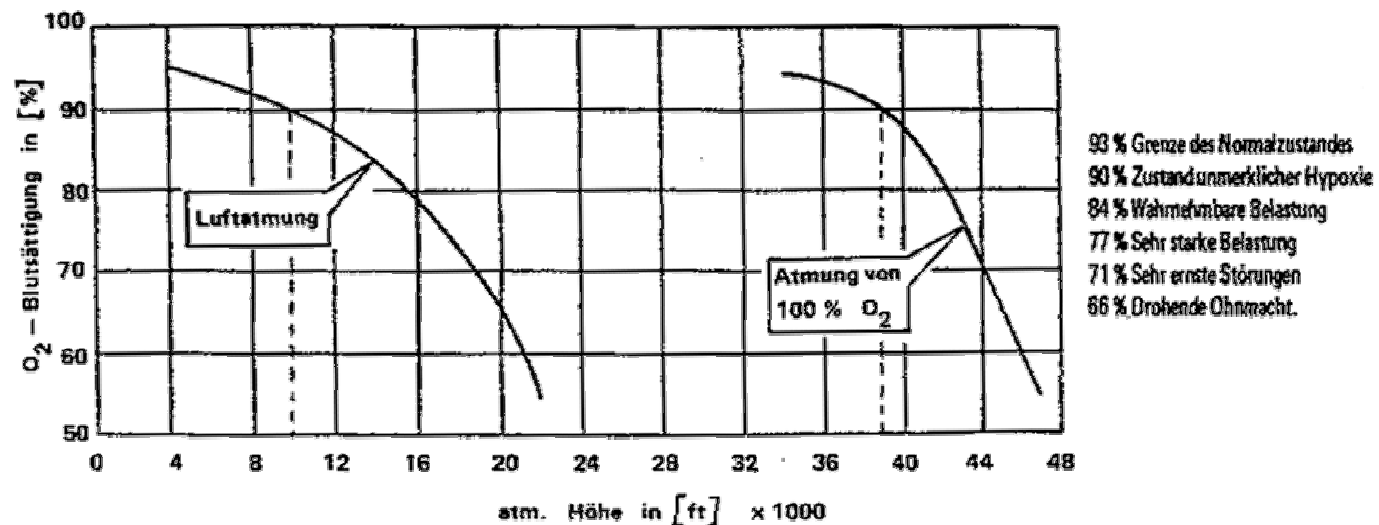
- In Höhen unterhalb von ca. 12 000 ft kann eine zu Hohe Sauerstoffkonzentration in der Atemluft toxisch wirken, wenn ein solches Gemisch für eine *längere Zeit* eingeatmet wird.
- In Höhen über 12 000 ft kann selbst reiner Sauerstoff (100 %) nicht mehr toxisch wirken.
- Sofern in der praktischen Fliegerei auch in geringeren Höhen (im Cockpit ab 10 000 ft) hochprozentige O₂-Gemische Anwendung finden, ist dies **ohne Bedeutung**, da die jeweiligen **Benutzungszeiten** für eine Vergiftung **viel zu kurz** sind.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Das Atmen von Zusatzsauerstoff

Sauerstoff-Blutsättigung



- Der menschliche Organismus sollte im Idealfall eine Sauerstoffsättigung im Blut von 90 % aufweisen.
- Diese Sättigungsgrenze wird bei der Atmung von normaler Luft oberhalb von 10 000 ft unterschritten (O₂-Mangelscheinungen = Hypoxie). Ab dann ist Zusatzsauerstoff erforderlich.
- Im Rahmen der normalen Atmung (Lungenautomatik) ist eine solche Sauerstoffzufuhr nur bis ca. 39 000 ft möglich. Ab dann muss der Sauerstoff dem Menschen mit erhöhtem Druck zugeführt werden (meist aber schon ab 35 000 ft).

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Das Atmen von Zusatzsauerstoff

Partialdrücke in der Luftröhre und den Lungenbläschen
beim Atmen von Luft und reinem Sauerstoff

in etwa
identische Partialdrücke

Höhe	Luftröhre (Trachea)		Lungenbläschen (Alveolen)	
ft	PO ₂ mmHg	PO ₂ m bar	PO ₂ mmHg	PO ₂ m bar
0	149	199	103	137
5000	123	164	79	105
10000	100	133	63	84
15000	80	106	48	61
20000	63	84	33	44
22000	57	76	30	40

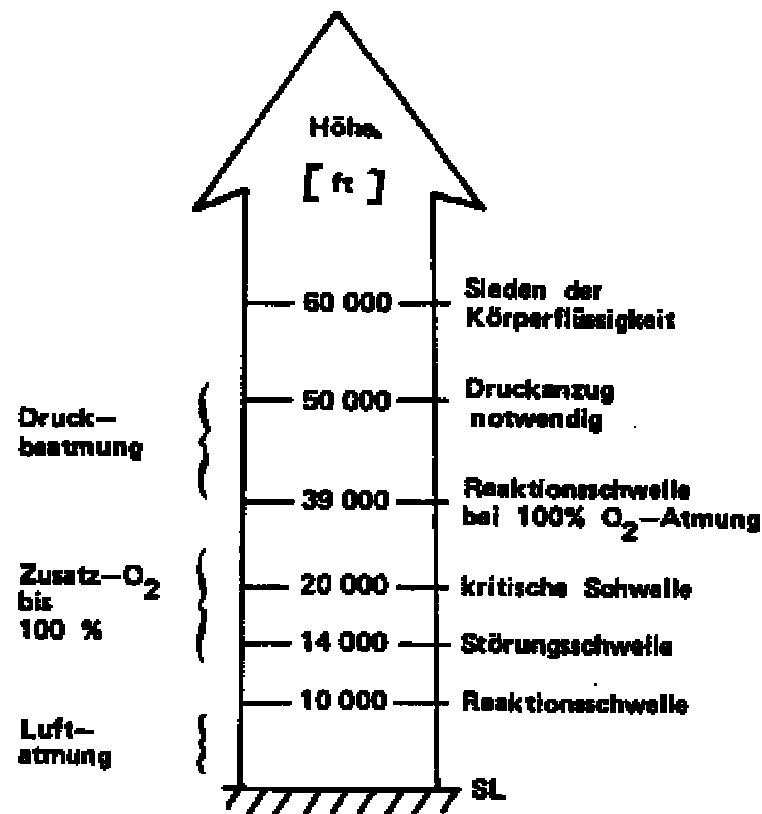
Höhe	PO ₂ mmHg	PO ₂ m bar	PO ₂ mmHg	PO ₂ m bar
33000	149	199	109	145
36000	123	164	88	113
39000	100	133	84	86
42000	81	108	48	64
45000	64	85	34	45
48000	59	79	30	30

- Bei 10 000 ft Höhe erreicht der Partialdruck in den Lungenbläschen bei Luftatmung seinen Grenzwert von 84 mbar
- Dieser Wert entspricht dem Übergang von der Indifferenzzone zur Zone der vollständigen Kompensation (überschreiten der Reaktionsschwelle).
- Um diesen Wert aufrechterhalten zu können, muss spätestens bei 39 000 ft dem Atmenden der Sauerstoff unter Druck zugeführt werden. Dieses wird von sog. **Dauerfluss-Atemreglern** gewährleistet.



Das Atmen von Zusatzsauerstoff

Begriffe und Grenzen der Luft- bzw. O₂-Atmung



- Die normale Atmung mit reinem Sauerstoff ist nur bis ca. 35 000 ft möglich (maximal 39 000 ft), darüber hinaus ist eine Druckbeatmung mit reinem O₂ notwendig.
- Die Druckbeatmung hat ihre Grenzen bei ca. 50 000 ft, weil sich über das bisher genannte hinaus der geringe Atmosphärendruck vor allem auf Magen und Darm auswirkt.
- Wegen des Freiwerdens von Gasen aus der Körperflüssigkeit kommt es beim Menschen zu sog. **Druckfallbeschwerden** (Dekompressionskrankheit) und ab ca. 60 000 ft kommt es zum Sieden der Körperflüssigkeit.
- Deswegen ist spätestens ab ca. 50 000 ft ein Druckanzug erforderlich.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Allgemeines über Sauerstoff

- Die künstliche Gewinnung von O_2 erfolgt nach dem sog. LINDE-Verfahren:
Aufgrund der unterschiedlichen Siedepunkte von O_2 (-183 °C) und N_2 (-196 °C) wird reiner Sauerstoff aus normaler Luft gewonnen. Das mehrfache Durchlaufen einer Kompression mit Wärmeabfuhr und einer anschließende Expansion sorgen für die erforderliche Abkühlung.
- Man unterscheidet:
 - **Technischen Sauerstoff** (zum Schweißen oder in der chemischen Industrie etc)
 - **Medizinischen Sauerstoff** (zur Beatmung – wird deswegen extra befeuchtet)
 - **Flieger-Atemsauerstoff** (Sauerstoff besonderer Güte, der vor allem nicht feucht sein soll)
Medizinischer und technischer Sauerstoff darf aufgrund seines höheren Feuchtigkeitsgehalts **nicht** in der Fliegerei verwendet werden.
- In Luftfahrzeugen installierte O_2 -Flaschen sind meist **grüne Behälter** aus amerikanischer Herstellung (in Deutschland sind die Flaschen blau).
- Die Behälter stehen unter einem Druck von 1850-2100 psi (130 – 150 bar) und haben einen Gasinhalt von 11, 49, 76 und 115 ft³ (1 cuft = 1 ft³ = 28,32 dm³).



Dekompression

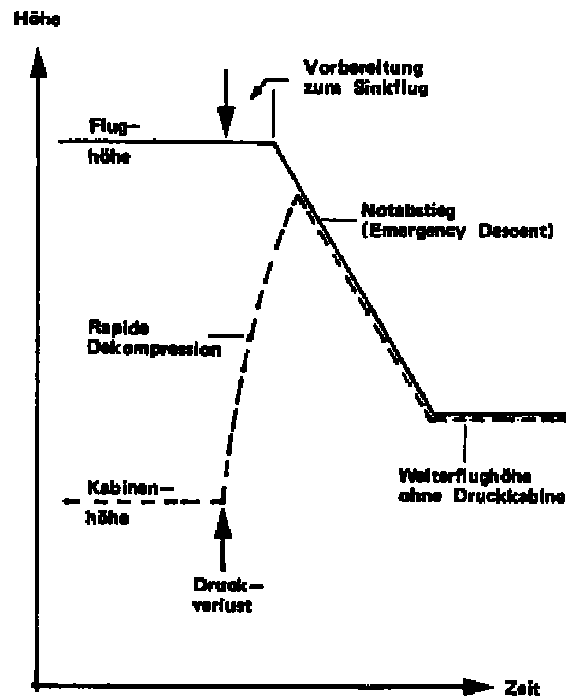
- Eine der größten Gefahren beim Höhenflug mit Druckkabine ist der **Kabinendruckverlust**, der als **Dekompression** bezeichnet wird.
- Man unterscheidet eine langsame und eine sehr schnelle Dekompression (rapide Dekompression).
- Die Faktoren, die Umfang, Schwere und zeitlichen Ablauf einer Dekompression bestimmen, sind die folgenden:
 1. **Rauminhalt der Druckkabine**
Je größer die Kabine, desto langsamer der Druckfall.
 2. **Größe des Defekts**
Je größer die Öffnung, desto rascher erfolgt der Druckfall.
 3. **Kabinen-Differenzdruck** (positiv)
Je größer der Druckunterschied $p_c - p_o$ ist, desto schwerer die Dekompression.
 4. **Flughöhe**
Je größer die Flughöhe ist, desto länger wird bei einem vorhandenen positiven Differenzdruck die Dekompressionszeit werden.
 5. **Druckverhältnis p_c/p_o**
Je größer diese Verhältniszahl ist, desto länger ist die Dekompressionszeit.



Dekompression

Physikalische Anzeichen einer Dekompression

- knallartiges Geräusch
- starker Luftstrom hin zur Leckage, der im Extremfall Schallgeschwindigkeit erreichen kann
- Temperaturabfall
- Nebelbildung (Kondensation der Kabinenfeuchte)



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Physiologische Wirkungen einer Dekompression

SOFORT:

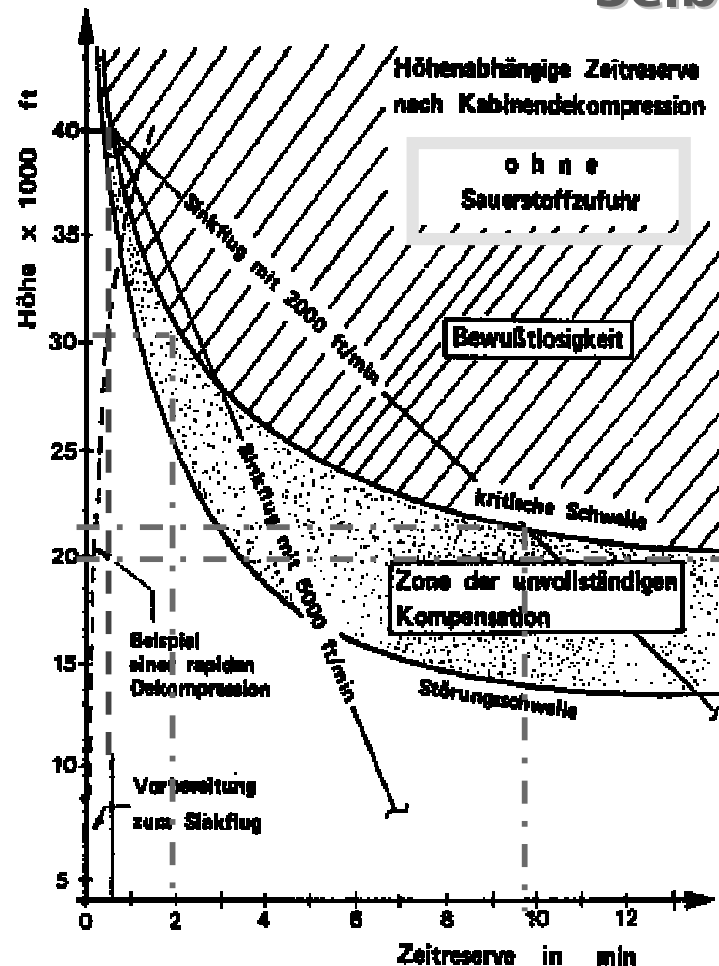
- Gasausdehnung
 - im Magen-Darm-Trakt, was zu starken Schmerzen und Unbefindlichkeiten führt
 - hat im Nasen- und Ohrenbereich kaum Folgen, da die Luft abfließt. Lediglich während des Druckfalls treten Ohrenscherzen auf, deren Stärke von der Druckfallgeschwindigkeit abhängen.
 - hat in der Lunge bei offenen Luftwegen keine Auswirkungen. Es ist zumeist ein deutlich spontaner „Ausatemvorgang“ zu verzeichnen.

NACHFOLGEND:

- Kältefluss
- Sauerstoffmangelkrankheiten
- Druckfallkrankheiten (vergleichbar mit der Taucherkrankheit), die eine sofortige Höhengabe verlangen, d.h. es bilden sich Gasblasen in den Körperflüssigkeiten (vergleichbar mit dem Öffnen einer Mineralwasserflasche – es sinkt der Druck – und das gelöste Gas perlt aus)



Selbstrettungszeit

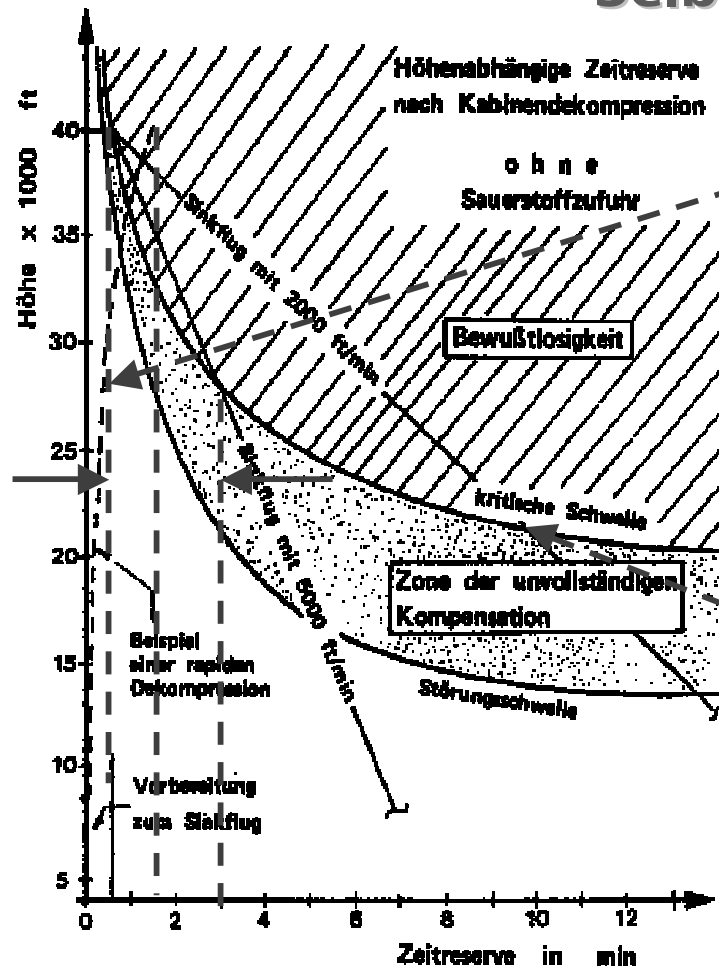


- Wird **TUC** genannt
(Time of Useful Consciousness)
(Zeit des noch nutzbaren Bewusstseins)
- Die Zeitspanne, die den Piloten nach einer Dekompression verbleibt, um lebensrettende Maßnahmen ergreifen zu können, bevor Bewusstlosigkeit eintritt.
- Erste Maßnahme nach einer Dekompression ist es, die O₂-Masken aufzusetzen. Ist kein Sauerstoff vorhanden, so hängt die TUC von der Flughöhe ab.
- Bis ca. 20 000 ft ist der Begriff der Selbstrettungszeit weniger von Bedeutung
- In ca. 22 000 ft Höhe beträgt die TUC noch 10 Minuten
- In 30 000 ft Höhe beträgt die TUC dann nur noch 2 Minuten und schrumpft in 40 000 ft Höhe auf „tödliche“ 20 Sekunden, die im Bereich der Zeit liegen, die für die Vorbereitung zum Sinkflug benötigt wird.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Selbstrettungszeit



- Die gestrichelte Linie zeigt den Kabinendruckverlust eines mittelgroßen Flugzeuges (z.B. A 320) nach
 - Ausfall eines Kabinenfensters
 - in 40 000 ft Flughöhe
 - bei einer Kabinenhöhe von 7 000 ft.
- Wenn nichts geschieht, wird sich nach weniger als 2 Minuten die Kabinenhöhe auf die atmosphärischen Umgebungsbedingungen abgebaut haben.
- Wird der Notabstieg mit einer maximal zulässigen Sinkrate von 5 000 ft/min eingeleitet, so wird dabei die kritische Schwelle für ca. 2 Minuten überschritten.
- Ein Notabstieg aus noch größerer Höhe und/oder mit einer kleineren Sinkrate wird demzufolge noch erheblich kritischer werden.
- Aus dieser Erkenntnis resultieren die Bau- und Betriebsvorschriften, die besagen, dass bei Flugzeugen mit Druckkabine Sauerstoffgeräte installiert sein müssen!

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Druckfallkrankheit

Gase lösen sich in Flüssigkeiten proportional zum vorherrschenden Druck. Da der menschliche Organismus zum größten Teil aus Wasser besteht, löst sich Luft im Blut und sonstigen Körperflüssigkeiten. Hieran sind die einzelnen Bestandteile des Luftgemisches entsprechend ihres Partialdruckes beteiligt.

Der Teildruck des Stickstoffs N_2 (78 % Volumenanteile) ist besonders hoch und beträgt 760 mbar in den Lungenbläschen (Sauerstoff O_2 138 mbar).

Sinkt der Außendruck, so sinken auch die Partialdrücke, womit die Menge des in den Körperflüssigkeiten gelösten Gases kleiner wird → ein Teil der Gase muss sich entlösen (*evolved gases*).

Erfolgt die **Druckabsenkung langsam**

- das freiwerdende Gas diffundiert über die Lunge ab

Erfolgt **die Druckabsenkung schnell**

- es treten Gasblasen im Blut und Körpergewebe auf (Aero-Embolie)
- freiwerdendes O_2 wird vom roten Blutfarbstoff (Hämoglobin) abgebunden und kann deswegen kaum Schaden anrichten
- der Stickstoff N_2 dagegen wird in die Blutbahnen ausgeschwemmt, da im Körper stickstoffbindende Substanzen fehlen



Druckfallkrankheit

Das Gasentlösung tritt nicht schlagartig auf und auch noch verschieden rasch, je nachdem wo das Gas sich entlöst:

- N_2 im Blut entlöst sich relativ rasch
- N_2 in der Muskulatur entlöst sich langsamer
- N_2 im Fettgewebe entlöst sich sehr langsam;
 - + aber gerade im Fett ist das meiste N_2 gelöst (Stickstoff-Reservoir),
 - + deswegen sind „rundliche“ Menschen mehr druckfallgefährdet als schlanke.

Wegen der verzögerten Entlösung treten die Symptome der Druckfallkrankheit – in Abhängigkeit der Umfangs und der Schnelle des Druckabfalls – erst

- nach 10 bis 20 Minuten Latenzzeit auf (*latent = verborgen, nicht sofort erkennbar*)
- auf, wenn der Druck 50 bis 60 % des Ausgangsdruck beträgt

Voraussetzungen für die Druckfallkrankheit sind gegeben, wenn eine rapide Dekompression vorliegt,

- wie z.B. bei einem Drucksturz von Meereshöhe auf eine Höhe von 6 km (18 000 bis 20 000 ft), oder
- wie z.B. bei einem Drucksturz von 6 km Höhe auf eine Höhe von 11 km (34 000 bis 36 000 ft)

Menschen verspüren die Druckfallkrankheit durch Schmerzen in den Muskeln und den Gelenken.

Anstelle des Wortes Druckfallkrankheit sind auch die Begriffe „**Taucherkrankheit**“ und/oder „**Caisson-Krankheit**“ gebräuchlich.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Vorschriften

Aus den bisher beschriebenen luftfahrtmedizinischen Erkenntnissen leiten sich eine Reihe von Vorschriften ab, die den Umfang und die Handhabung von Sauerstoffanlagen regeln:

- die **Bauvorschriften** (JAR/FAR 23 und/oder 25) und
- die **Betriebsvorschriften** (LuftBO = Betriebsordnung für Luftfahrtgerät und dazu die DVO = Durchführungsverordnung).

Die wichtigsten Vorschriften sind für Sauerstoffanlagen

- JAR/FAR §§ 23.1441 bis 23.1449 und §§ JAR/FAR 25.1439 bis 25.1453
- DVO der LuftBO §§ 17 bis 21

Nach §21 LuftBo müssen:

- Luftfahrzeuge zur gewerblichen Personenbeförderung, die oberhalb von **20 000 ft** fliegen, mit einer **Druckkabine** ausgestattet sein.
- alle Luftfahrzeuge, die über **10 000 ft** fliegen, mit einer **Sauerstoffanlage, Atemgeräten und einem angemessenen Sauerstoffvorrat** ausgerüstet sein.



Vorschriften

O₂-Verteileranlagen und O₂-Bereitstellung

- Die Sauerstoffanlagen und die Sauerstoffbereitstellung müssen in Besatzungs- und Fluggastanlage getrennt sein (JAR/FAR § 25.1445)
- Die Sauerstoffanlage muss vor gefährlichen Temperaturen geschützt sein, d.h. einen Berstschutz aufweisen (JAR/FAR § 25.1453)
- Ab einer zugelassenen Flughöhe von über 25 000 ft müssen nach JAR/FAR §25.1447c
 - 10 % mehr Abnahmestellen vorhanden sein als Sitzplätze existieren
 - 2 Entnahmestellen in jedem Waschraum/Toilette vorhanden sein
 - für jeden Flugbegleiter 1 tragbares O₂-Gerät zur Verfügung stehen.
- Eine Rauchschutzausrüstung im Cockpit vorhanden sein, zu der ein tragbares O₂-Gerät gehört (JAR/FAR §25.1439 und DVO LuftBO §21).
- Der Sauerstoffvorrat, der mitzuführen ist, richtet sich (entsprechend DVO LuftBO § 17.1) nach
 - Flughöhe
 - Flugdauer
 - Anzahl der Insassen (Passagiere + Crew)
 - die Airline (der Unternehmer) hat anhand der gültigen Vorschriften den O₂-Vorrat festzulegen.
- In diesem Zusammenhang sind folgende Begriffe zu nennen



Vorschriften

O₂-Verteileranlagen und O₂-Bereitstellung

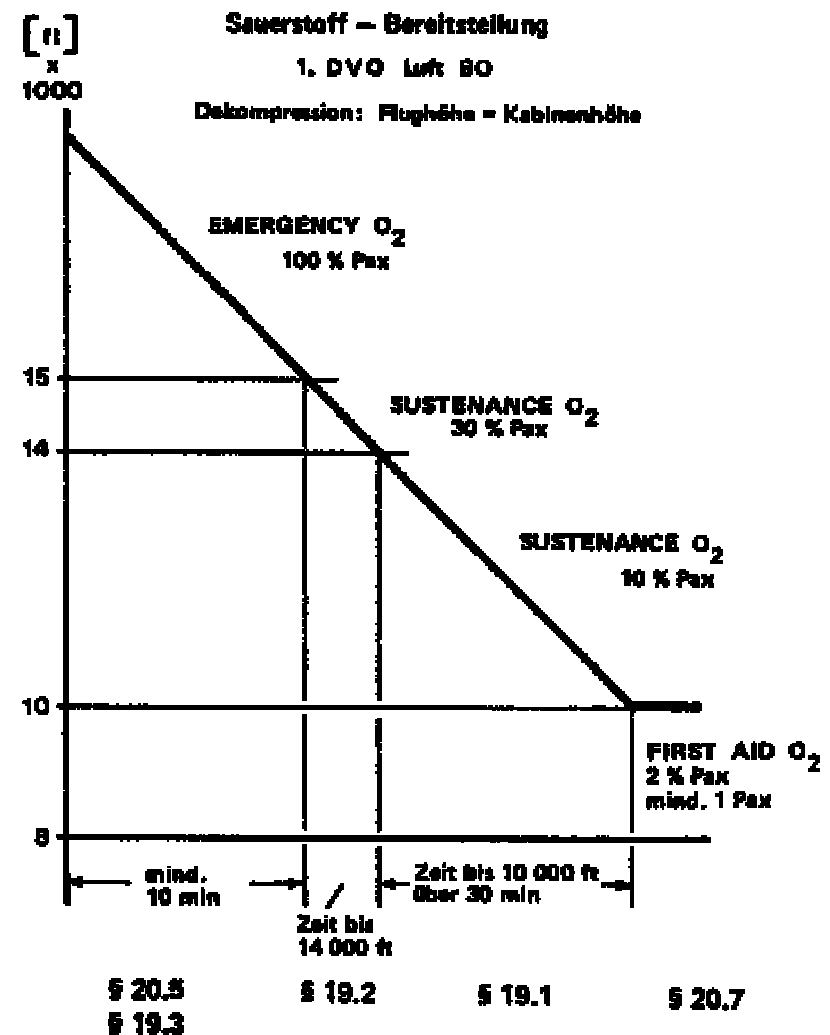
- **Emergency Oxygen (O₂ für den Notabstieg) – DVO LuftBO §§ 20.5 und 19.3**
Sauerstoff der für Passagiere und Flugbegleiter für mindestens 10 Minuten zur Verfügung stehen muss bzw. bis zum Erreichen einer Flughöhe von 15 000 ft (*bei einer Sinkgeschwindigkeit von 2 000 ft/min braucht ein Flugzeug von 35 000 ft bis 15 000 ft eine Zeit von 10 Minuten*)
- **Sustance Oxygen (lebenserhaltender O₂) – DVO LuftBO §§ 19.2 und 19.1**
 - a) Ist der Sauerstoff, der für 30 % der Fluggäste zur Verfügung stehen muss, wenn das Flugzeug nach einem Notabstieg in einer Flughöhe zwischen 15 000 ft und 14 000 ft fliegen muss.
 - b) Ist der Sauerstoff, der für 10 % der Fluggäste bereitgehalten werden muss, wenn das Flugzeug nach einem Notabstieg zwischen 14 000 ft und 10 000 ft für länger als 30 Minuten fliegen muss.
- **First Aid Oxygen (O₂ für die Erste Hilfe) – DVO LuftBO § 20.7**
Ist der Sauerstoff, der aus physiologischen Gründen für den ein oder anderen Flugpassagier nach einem Notabstieg gebraucht wird, wenn das Flugzeug zwischen 10 000 ft und 8 000 ft fliegen muss. Die Vorratshaltung muss für 2 % der Fluggäste – aber wenigstens für 1 Person – vorgesehen werden.

Vorschriften

Grafische Darstellung der Vorschriften zur Ermittlung der mitzuführenden Sauerstoffmenge

Installationsorte für Fluggast-Sauerstoff sind:

- über den Passagiersitzen
- in den Waschräumen/Toiletten
- an den Flugbegleiterstationen
- in den Bordküchen (*galleys*)



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Vorschriften

O₂-Versorgung für die Besatzung

- Es muss ein O₂-Vorrat für mindestens 2 Stunden vorhanden sein (DVO LuftBO § 18.5)
- Bei zugelassenen Flughöhen über 25 000 ft ist die Verwendung lungenautomatischen Atemreglern vorgeschrieben (JAR/FAR §25.1447c) sowie schnell aufsetzbare O₂-Masken, sog. Quick Donning- oder QD-Masken (DVO LuftBO §18.2)
- Die ständige Benutzung von O₂-Masken bei Kabinendruckhöhen über 12 000 ft muss möglich sein (DVO LuftBO 18.2)
- Bei zugelassenen Flughöhen über 41 000 ft muss die ständige Benutzung einer O₂-Maske durch den Flugzeugführer gewährleistet sein (DVO LuftBO § 18.3)



Vorschriften

O₂-Versorgung für die Passagiere

- Die O₂-Minstdurchflussmengen können geringer sein als bei der Besatzung (JAR/FAR § 25.1443)
- Bei zugelassenen Flughöhen über 25 000 ft muss für jeden Insassen eine O₂-Maske SOFORT zur Verfügung stehen (JAR/FAR § 25.1447c)
- Bei zugelassenen Flughöhen über 30 000 ft muss für jeden Insassen eine O₂-Maske AUTOMATISCH dargeboten werden (JAR/FAR § 25.1447c1)



Genereller Aufbau von Sauerstoffanlagen

in Flugzeugen mit einer Gesamtmasse von mehr als 5.7 Tonnen nach JAR/FAR 25

Man unterscheidet primär in

- **Flugzeugführerräumen**
- **Fluggastanlagen**

Der wesentliche Unterschied dieser beiden Anlagen besteht darin, dass

- Flugzeugführer **JEDERZEIT** Sauerstoff entnehmen können
- Fluggäste **NUR IM NOTFALL**, also nur dann, wenn die Sauerstoffanlage ausgelöst wurde (automatisch oder manuell vom Cockpit aus). Die Auslösung der Sauerstoffanlage erfolgt automatisch ab ca. 14 000 ft. Kabinendruckhöhe



Flugzeugführerraumanlage

Maskenregler

Nach JAR/FAR § 25.1447c müssen Verkehrsflugzeuge die für Flughöhen über 25 000 ft zugelassen sind, -

- **lungenautomatische Atemgeräte** besitzen. Andere Flugzeuge müssen demzufolge nur mit sog.
- **Dauerflussgeräten** ausgestattet sein.

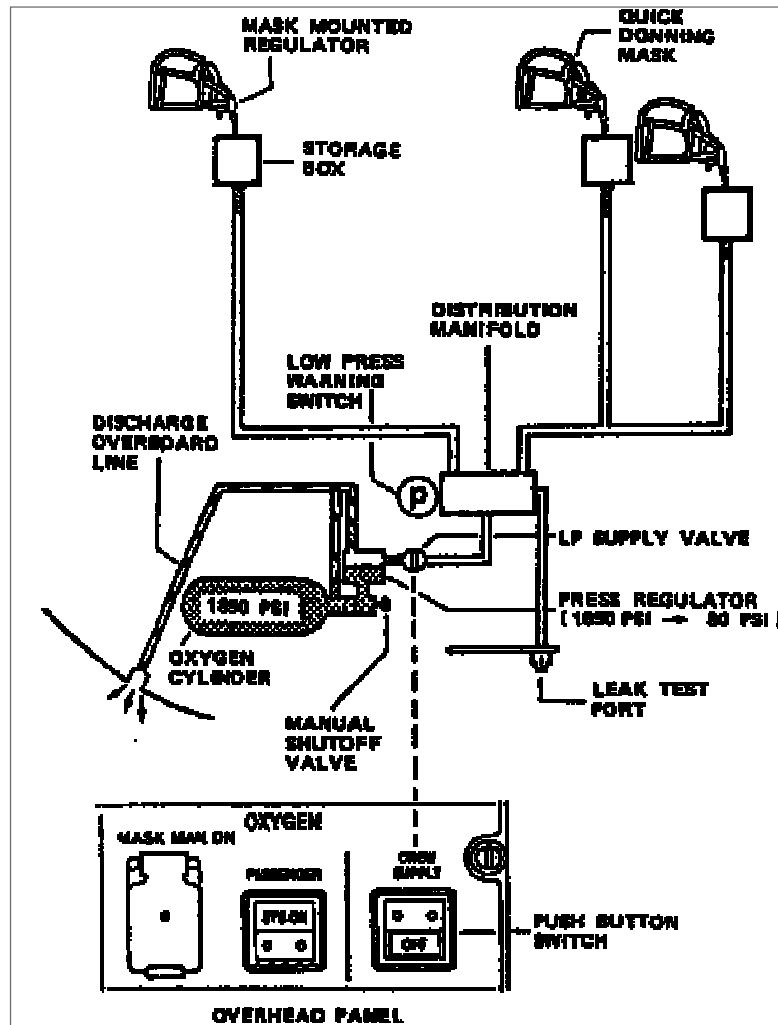
Nach JAR/FAR § 25.1443b:

- stellen Lungenautomaten unabhängig vom Kabinendruck in der Luftröhre einen O₂-Partialdruck von wenigstens 163 mbar bereit.
- müssen Durchflussgeräte dagegen mindestens 198 mbar liefern.

Jedes Besatzungsmitglied im Cockpit hat einen eigenen Atemregler. Es bestehen die Möglichkeiten

- des An- und Abschaltens
- der Wahl zwischen Sauerstoff-Luftatmung (Lungenautomatik)
reiner Sauerstoffatmung (Dauerflusstellung)

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Flugzeugführerraumanlage hier Airbus A 320

- Ein aus Aramid-Fasern (Kevlar) hergestellter Behälter (*oxygen cylinder*) beinhaltet gasförmigen Sauerstoff unter einem Normdruck (bei 21° C) von 1 850 psi (128 bar).
- Ein direkt am Behälter angebrachter Druckreduzierer (*pressure regulator*) regelt den Druck auf 80 psi (5.5 bar) herunter.
- Über ein vom Cockpit aus elektrisch betätigbares Absperrventil (*LP supply valve*) gelangt der Sauerstoff in den Verteiler (*distribution manifold*) und von dort zu den Masken ins Cockpit.
- Zieht der Pilot die QD-Maske aus dem Staubbehälter (*storage box*), so blasen sich die Maskenbänder nach Drücken eines Ventils auf, die es ihm so ermöglichen, die Maske schnell aufzusetzen.
- Ein in der Maske befindlicher Regler (*mask mounted regulator*) liefert und regelt den Sauerstoff

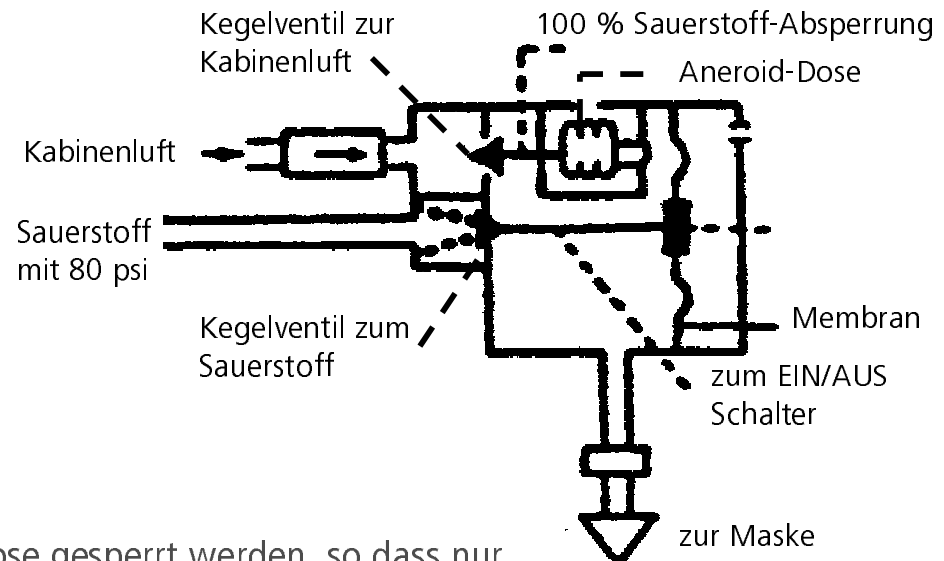
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



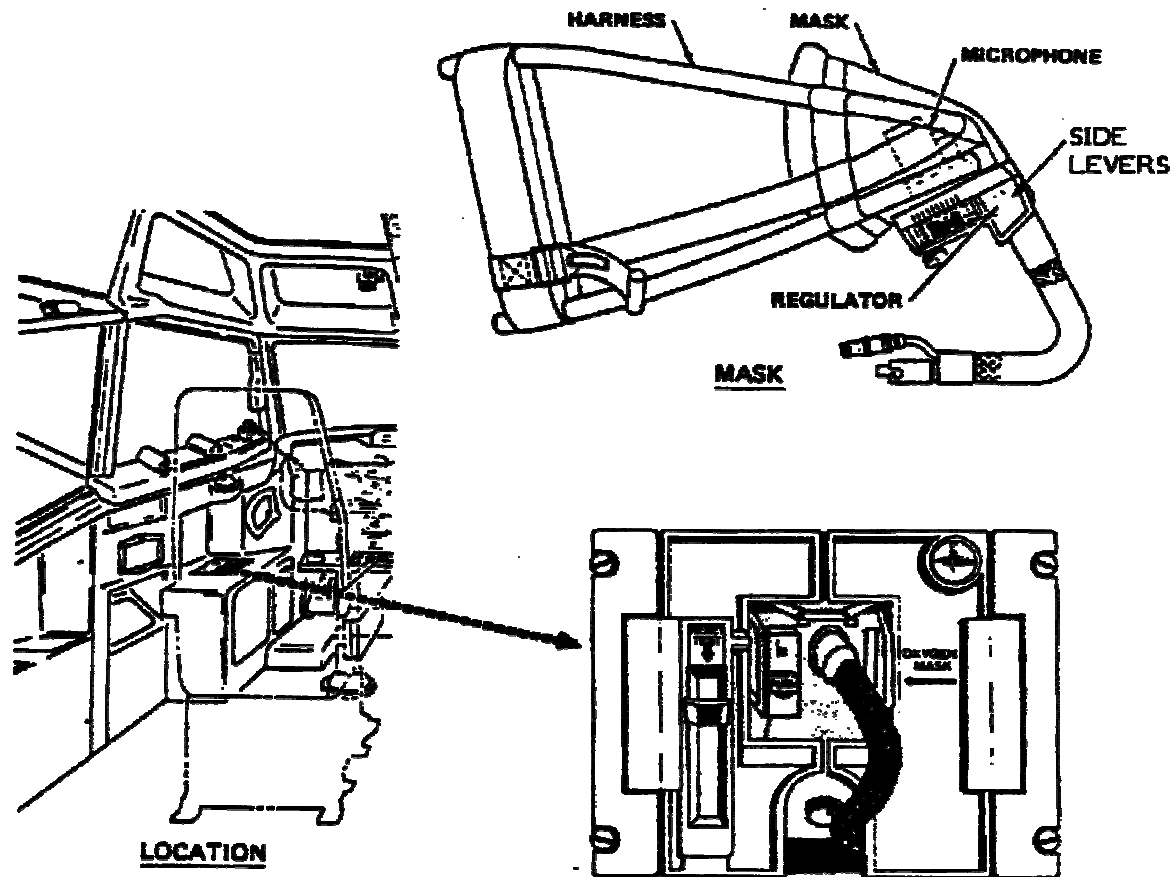
Flugzeugführerraumanlage

kombinierter Regler als Lungenautomat und Dauerflussgerät

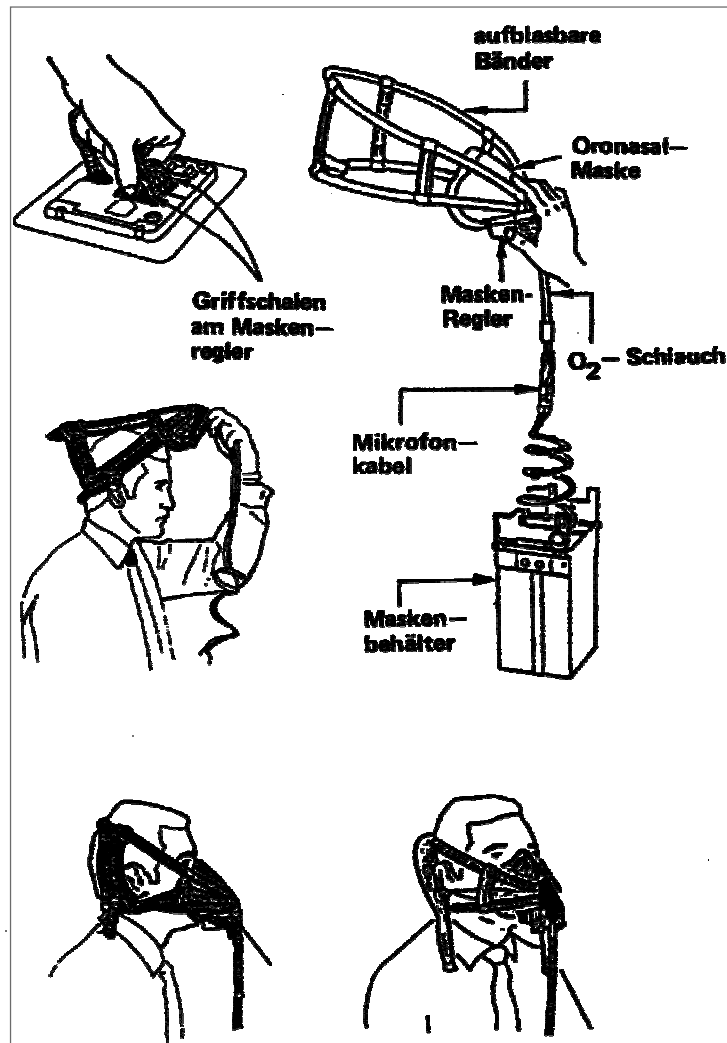
- Beim Einatmen entsteht im Innenraum des Atemreglers ein Unterdruck, der über eine Membran ein Kegelventil öffnen lässt, so dass Sauerstoff gedrosselt zur Maske gelangt.
- Ein zweites Ventil ist mit einer Aneroiddose verbunden und dosiert höhenabhängig einen zusätzlichen Luftanteil aus dem Cockpit:
 - geringer Umgebungsdruck – Dose dehnt sich aus – Ventil schließt
 - höherer Umgebungsdruck – Dose zieht sich zusammen – Ventil öffnet
- Über einen 100%-Schalter kann die Aneroiddose gesperrt werden, so dass nur noch 100%-Sauerstoff in die Maske gelangen kann.
- Wird der Notfallschalter „EMERGENCY“ eingeschaltet, so wird das „Sauerstoff-Kegelventil“ etwas aufgedrückt, so dass Sauerstoff nun ständig in die Maske strömen kann – unabhängig davon, ob geatmet wird oder nicht. Diesen Schaltzustand nennt man Dauerflussregelung und wird z.B. in sehr großen Kabinendruckhöhen und bei Rauch im Cockpit verwendet.



Flugzeugführerraumanlage die Maskeneinheit



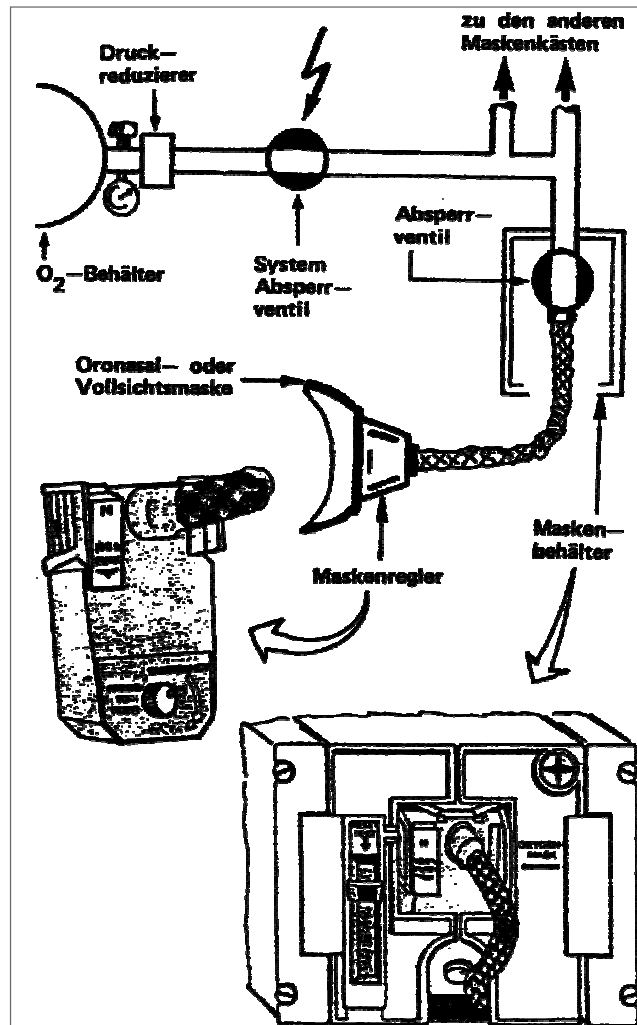
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Flugzeugführerraumanlage die Maskeneinheit

- Für jede Sitzposition im Cockpit gibt es einen Behälter, in dem eine Maskeneinheit verstaut ist, die durch ein zusätzliches Absperrventil von der Sauerstoffanlage getrennt ist. Beim Betätigen der Behälterklappen wird das Ventil geöffnet.
- Die Maskeneinheit besteht im Wesentlichen aus:
 - dem Maskenregler
 - der sog. ORONASAL-Maske (Mund und Nase bedeckend) mit Mikrofon
 - den aufblasbaren Kopf- und Nackenbändern
- Anstelle der Oronasal-Maske kann am Regler auch eine Vollsichtmaske montiert sein, was bei Rauchentwicklungen vorteilhaft ist.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

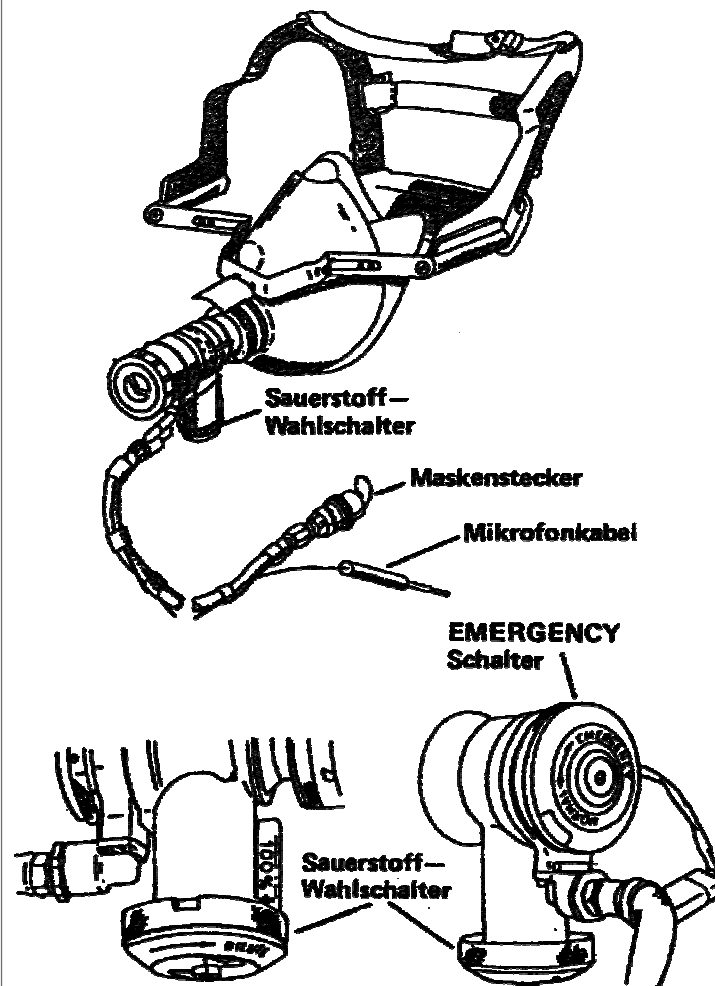


Flugzeugführerraumanlage die Maskeneinheit

- Das Absperrventil sperrt bei geschlossener Behälterklappe den O₂-Einlass zum Maskenregler. Wird durch Herausziehen der Maskeneinheit die Behälterklappe geöffnet, so öffnet das Ventil automatisch und lässt den Sauerstoff bei einem Druck von 1 850 psi strömen.
- Voraussetzung ist, dass das Systemabsperrventil zuvor per Schalter geöffnet wurde.
- Durch eine Querschnittsverengung (Drossel) gelangt der Sauerstoff dann druckreduziert (auf 80 psi gedrosselt) zum Maskenregler.
- Der erste Sauerstoff, der fließt, kann – nach Betätigung eines Ventils im vorderen Maskenbereich – in die Maskenbänder strömen und bläst diese so auf.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

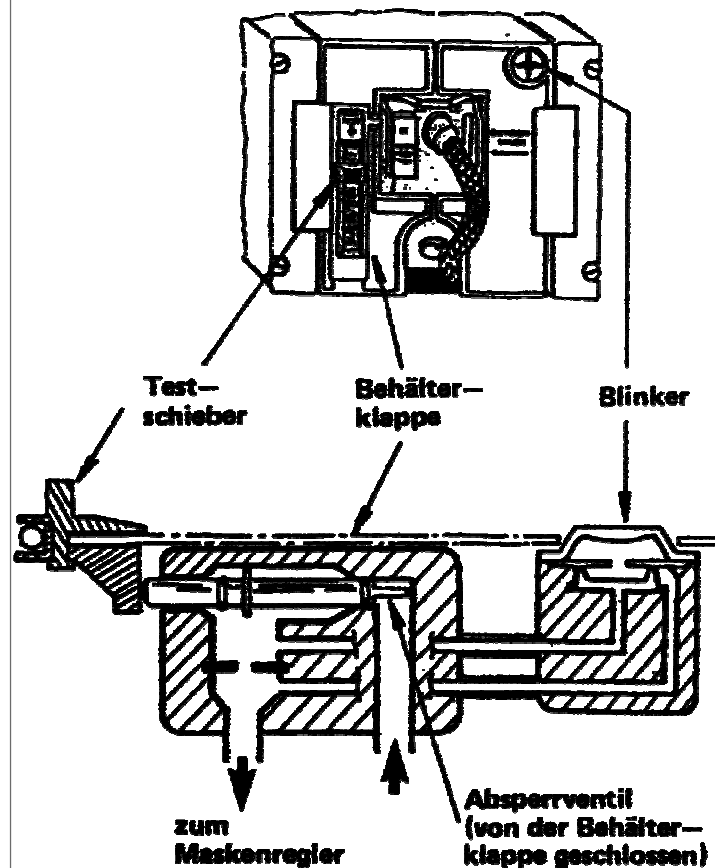
Flugzeugführerraumanlage die aufblasbaren Bänder



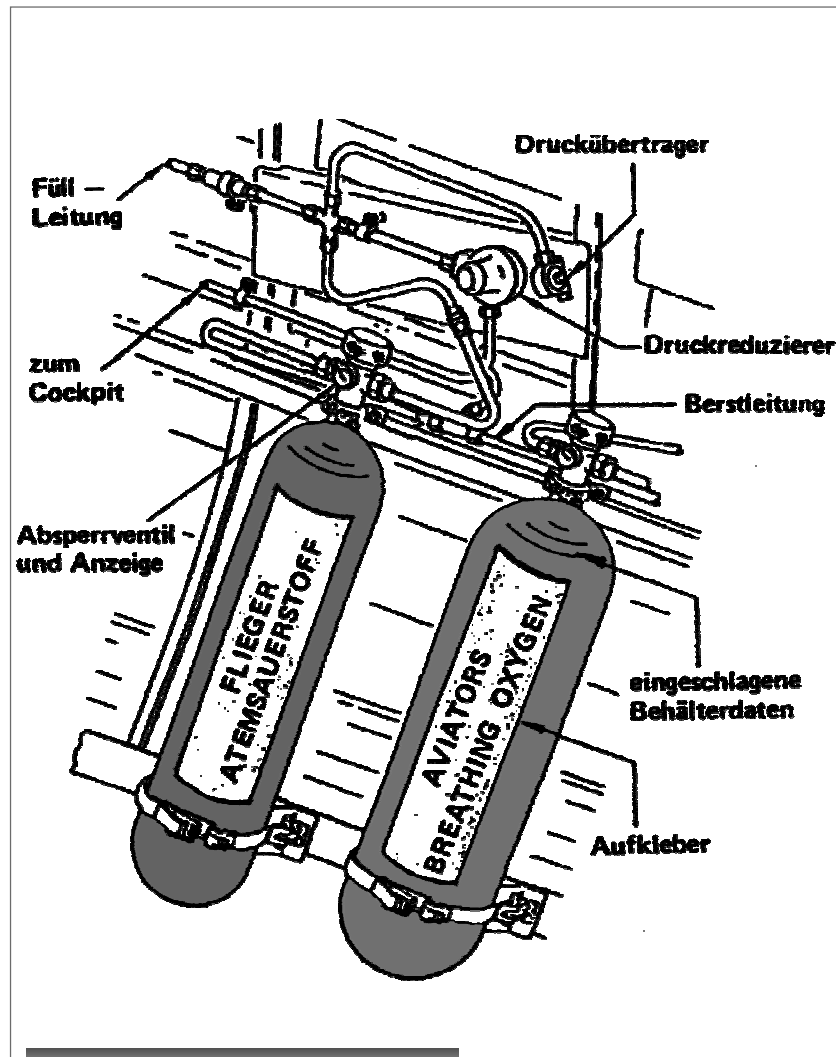
- Das Aufblasen der Maskenbänder erfolgt über einen der beiden (roten) Maskengriffe, mit der die Maske herausgezogen wird.
- Dabei wird im Maskenregler ein Kolben betätigt, der den am Reglereintritt mit 80 psi anstehen Sauerstoff zu den Bändern passieren lässt.
- Nach dem Aufsetzen der Maske wird der Maskengriff losgelassen und der Kolben geht in seine Ursprungslage zurück, d.h. er verschließt den Sauerstoffzufluss zu den Bändern.
- Dabei baut sich durch eine Bypassleitung der Druck in den Bändern ab, so dass sich die Bänder zusammenziehen und der Maske den gewünschten Halt im Gesicht geben können.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Flugzeugführerraumanlage Sauerstoffflussanzeige/Blinker



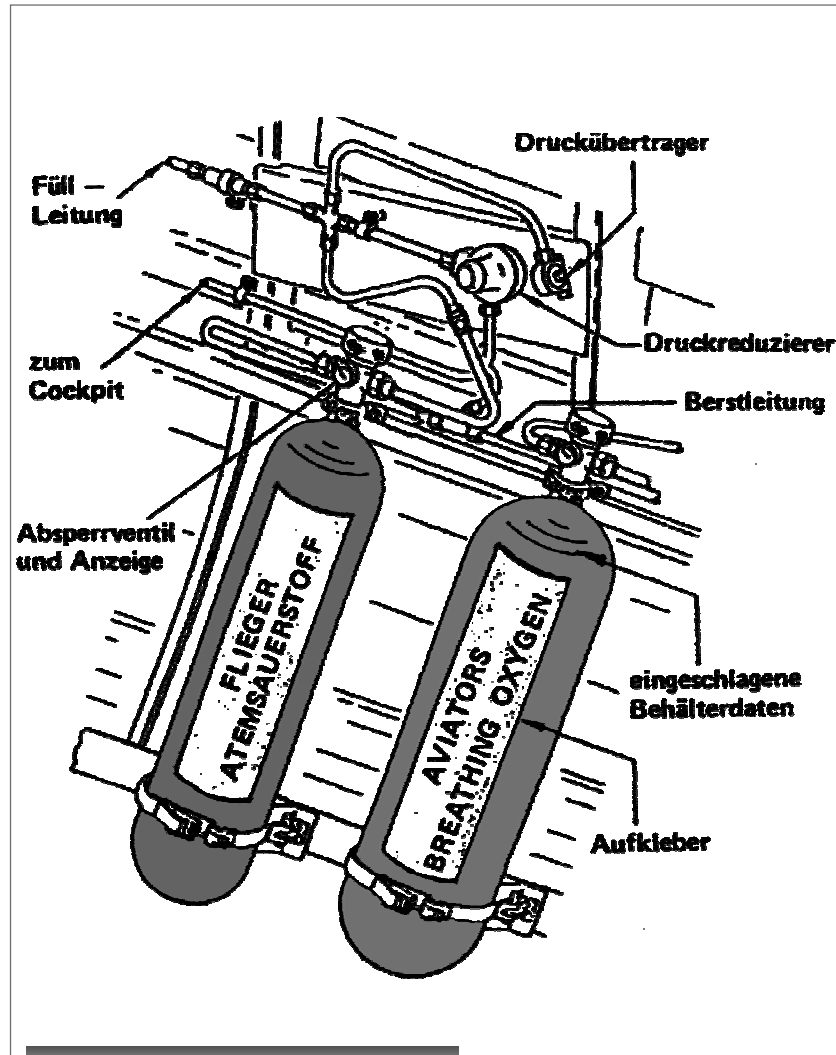
- Ein Blinker wird im zugehörigen Schaufenster sternförmig nach oben geklappt, wenn in der oberen Kammer des Absperrrventils ein höherer Druck herrscht als in der unteren.
- Das ist immer dann der Fall, wenn Sauerstoff durch die Drossel fließt, die den Druck von 1 850 psi auf 80 psi reduziert. Ist kein Fluss vorhanden, so ist der Druck vor und hinter der Drossel gleich.
- Sauerstoff fließt immer dann, wenn:
 - der Ventilkolben nach Betätigung des Testschiebers öffnet
 - nach entnommener Maske (Absperrrventil öffnet) mittels Lungenautomatik geatmet wird
 - nach entnommener Maske und Betätigung des Notfallschalters mittel Durchflussregelung geatmet wird.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Flugzeugführerraumanlage Installation der Sauerstoffbehälter

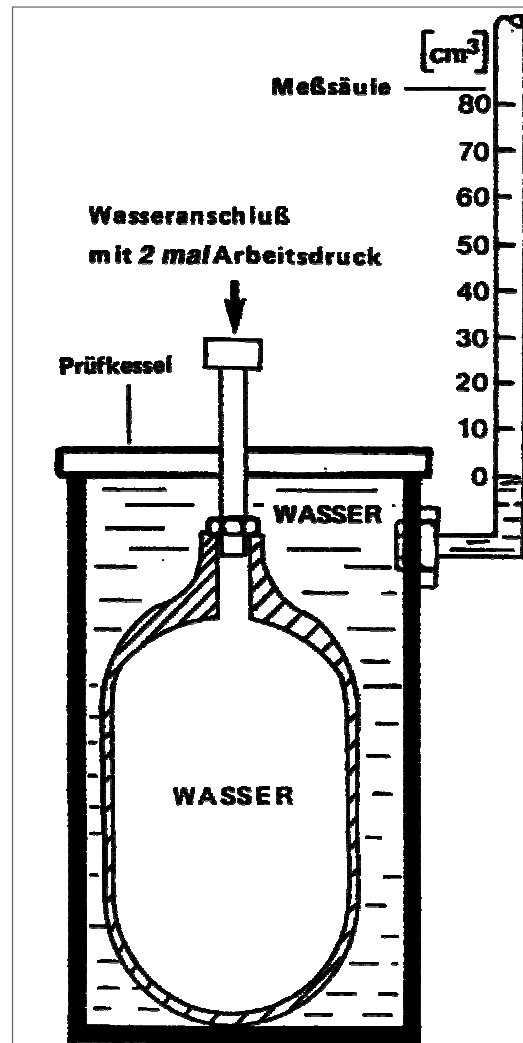
- Deutsche O₂-Behälter sind **blau** gekennzeichnet.
- Amerikanische Behälter sind **grün** gekennzeichnet.
- In amerikanischen Flugzeugen sind auch amerikanische Behälter installiert, die aber der deutschen Druckgasverordnung unterliegen.
- Im Flaschenhalsbereich befinden sich folgende Bauteile:
 - ein langsam öffnendes Absperrventil
 - eine Druckanzeige
 - Überdruckventil mit Berstscheibe
- Die Flaschen sind dünnwandige Aluminium-Behälter, die mit kunstharzgetränkten Aramit-Fasern (Kevlar) umwickelt werden (höhere Festigkeit als Stahl bei halbiertem Gewicht). Kevlar ist feuchtigkeitsempfindlich, so dass die Flaschen mit einem Speziallack (epoxy coating) behandelt werden müssen.



Flugzeugführerraumanlage Prüfung der Sauerstoffbehälter

- Die Behälter unterliegen den sog. *DOT-Regulations* (*Department of Transportation*), was in Deutschland der sog. *Druckgasverordnung* entspricht.
- Kevlar-Flaschen unterliegen der DOT E7218 (3FC), wobei FC für *full composite* steht.
 - Lebensdauer = 15 Jahre
 - Prüfzeitraum = 3 Jahre
 - Prüfdruck = $2 \times 1\,850 = 3\,700$ psi (mit Wasser)
 - Summe der bleibenden Verformungen bei den Drucktests, die nicht überschritten werden darf, beträgt 5 % (REE-Zahl = 1.05 = rejecting elastic expansion)
- Jeder Behälter hat eine Lebenslaufakte. Wird die REE-Zahl bei einem Drucktest gegenüber dem Ursprungswert in dieser Akte überschritten, so ist die Flasche Ausschuss.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Flugzeugführerraumanlage

Prüfung der Sauerstoffbehälter

- Der Wasserdrucktest erfolgt nach dem sog. „Water-Jacket“-Verfahren. Bei diesem Verfahren wird die räumliche Ausdehnung des Behälters durch Verdrängen von Wasser gemessen, das den Behälter während des Drucktests einhüllt.
- Zur Prüfung gehören auch Kontrollen auf äußere und innere Beschädigungen (Kratzer, Kerben und/oder Korrosion).
- „Leere Behälter“ dürfen praktisch nur bis zu 50 psi (ca. 3 bar) entleert werden, da bei einer völligen Entleerung Feuchtigkeit eindringen könnte.
- Volle Behälter sollen unter einem Normdruck von 1 850 psi (ca. 128 bar) stehen. Dieser Wert bezieht sich auf die für Gasanlagen gültige Normtemperatur von 21 °C. Nach der allg. Gasgleichung ergeben andere Temperaturen auch andere Gasdrücke, was speziell wichtig für das Befüllen einer Sauerstoffanlage ist.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Flugzeugführerraumanlage

Ermittlung der verbrauchten O₂-Menge

Anfangsfüllzustand $p_A \cdot V_A = m_A \cdot R_{O_2} \cdot T_A$ mit $V_A = V_E$, d.h.
Zustand nach der Entnahme $p_E \cdot V_E = m_E \cdot R_{O_2} \cdot T_E$ das Behältervolumen bleibt konstant

$$m_E = m_A \cdot \frac{p_E}{p_A} \cdot \frac{T_E}{T_A} \quad \text{mit} \quad m = \rho \cdot V \quad \text{wird daraus} \quad V_E = V_A \cdot \frac{\rho_A}{\rho_E} \cdot \frac{p_E}{p_A} \cdot \frac{T_E}{T_A}$$

V_A und V_E sind jetzt die Volumina des Gases, die zu den jeweiligen Massen m_A und m_E gehören.

Für die Ermittlung des O₂-Verbrauchs schreibt man vereinfachend mit $p_A = p_E$ und $T_A = T_E$

$$V_E = V_A \cdot \frac{p_A}{p_E}$$

p_A = Anfangsdruck
(meist 1 850 psi)

V_A = Anfangsvolumen
(kann auf dem Behälter abgelesen werden)

p_A = Enddruck
(kann auf dem Manometer abgelesen werden)

V_A = Restvolumen
(verbliebenes Sauerstoffvolumen im Behälter)

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Flugzeugführerraumanlage

Ermittlung der verbrauchten O₂-Menge

Beispiel:

Eine erstmals verwendete 76 ft³-O₂-Flasche (2 150 ltr) zeigt nach einmaliger Sauerstoffentnahme am Manometer einen Restdruck von 1 110 psi an. Wie groß ist das Volumen an verbrauchtem Sauerstoff?

$$p_A = 1\,850 \text{ psi} \quad p_E = 1\,110 \text{ psi} \quad V_A = 2\,150 \text{ ltr} = 2\,150 \text{ dm}^3$$

$$V_E = V_A \cdot \frac{p_E}{p_A} = 2150 \cdot \frac{1110}{1850} = 1290 \text{ ltr}$$

$$\text{Verbrauchter Sauerstoff : } \Delta V = V_A - V_E = 2\,150 - 1\,290 = 860 \text{ ltr}$$

Sollte während eines Fluges Sauerstoff verbraucht worden sein, so ist nach der Landung zu prüfen, ob die noch vorhandene O₂-Menge ausreicht, den nächsten bevorstehenden Flug abzudecken, oder ob nachgefüllt werden muss. Minimal zulässige Werte dazu stehen in den jeweiligen Flughandbüchern.



Fluggastanlage

- Die Fluggastanlage wird bei ca. 14 000 ft Kabinendruckhöhe und 5 Sekunden Verzögerung automatisch ausgelöst, kann aber auch manuell vom Cockpit aus betätigt werden.
- Eine Fluggastanlage besteht aus
 - einer O₂-Bevorratung (gasförmig oder fest)
 - einer automatischen oder manuellen Auslöseinrichtung
 - einer Flussregel- und Verteileranlage
 - 10 % mehr Zapfstellen (Masken) als es dem Sitzplatzangebot entsprechen würde

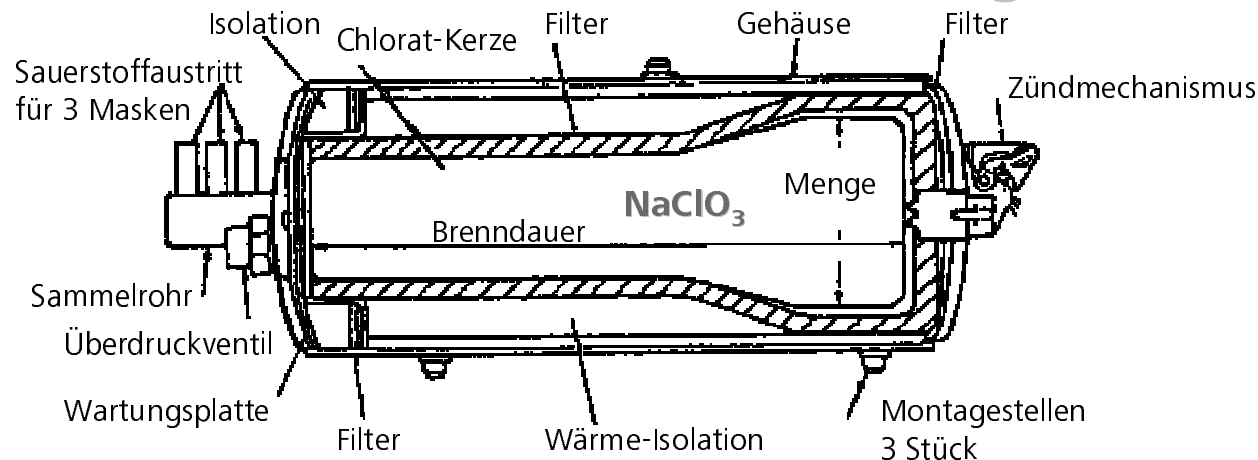
Vor- und Nachteile der alternativen O₂-Anlagen mit gasförmiger Bevorratung oder mit chemischer Generierung

	gasförmig	chemisch erzeugt
O ₂ -Bereitstellung während des Notabstieges	+	+
Benutzungsdauer	+	-
Wartungsaufwand	-	+
Gewicht der Gesamtanlage	-	+
Sicherheitskriterien beim Umgang mit O ₂	- -	++

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Chemische Sauerstofferzeuger



O₂-Generatoren sind Metallbehälter mit einer Füllung, die beim Abbrennen Sauerstoff auf chemischem Wege erzeugen.

Die Füllsubstanz ist Natriumchlorat „Na Cl O₃“. Die Substanz gibt beim Abbrennen 45 % ihres Gewichts an Sauerstoff ab. Davon werden 7 % für die eigentliche Verbrennung benötigt, so dass schließlich 38 % des Gesamtgewichtes der Füllung als reiner Sauerstoff für den Atemprozess zur Verfügung stehen:



Für die Sauerstoffversorgung der Besatzung wird immer – wegen der besseren Regelbarkeit – gasförmiger Sauerstoff verwendet.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Chemische Sauerstofferzeuger

Für Großraumflugzeuge, die viele Fluggäste in der Kabine aufnehmen, ist das Mitführen einer Sauerstoffflaschenbatterie wie das Mitführen eines Bombenlagers, das bei Notabstiegen und/oder Unfällen eine zusätzliche Gefahr darstellt (*deswegen wurden die aus U-Booten bekannten Sauerstofferzeuger des 2. Weltkrieges für Luftfahrtzwecke weiterentwickelt*).

Die **Vorteile** einer O₂-Generatoren-Anlage liegen im Sicherheitskriterium, in der Gewichtsersparnis und in der geringeren Wartung:

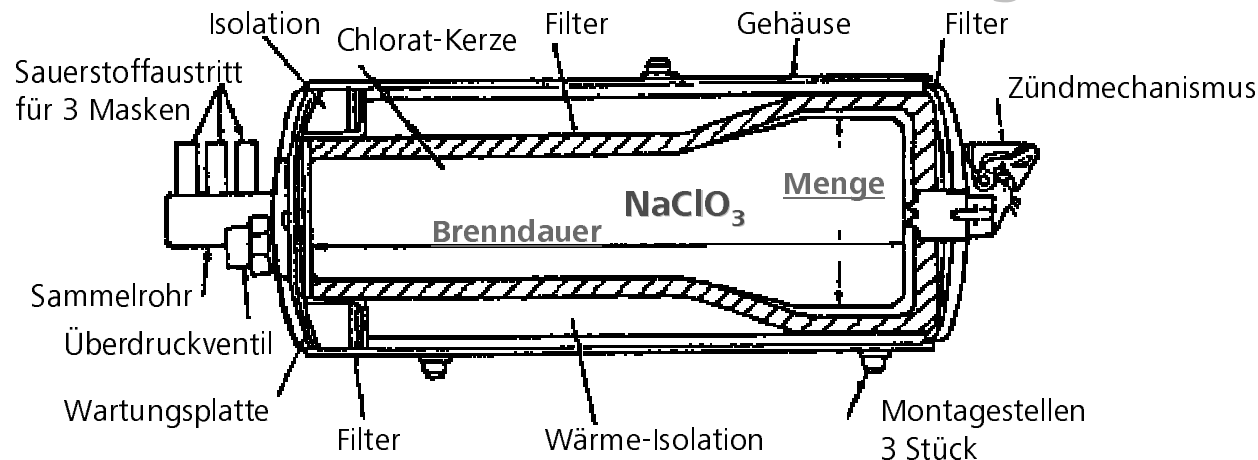
- der gefährliche Umgang mit Sauerstoff entfällt
- das gesamte Rohrleitungssystem entfällt
- die großen Sauerstoffbehälter entfallen
- ein großer Teil an Regelorganen ist nicht erforderlich

Nachteile sind:

- kurze Benutzungsdauer von maximal 15 Minuten, aber mindestens 10 Minuten
- ist der Generator erst einmal gezündet, kann der Brennvorgang nicht mehr gestoppt werden
- im Generator entstehen Temperaturen von bis zu 250 °C



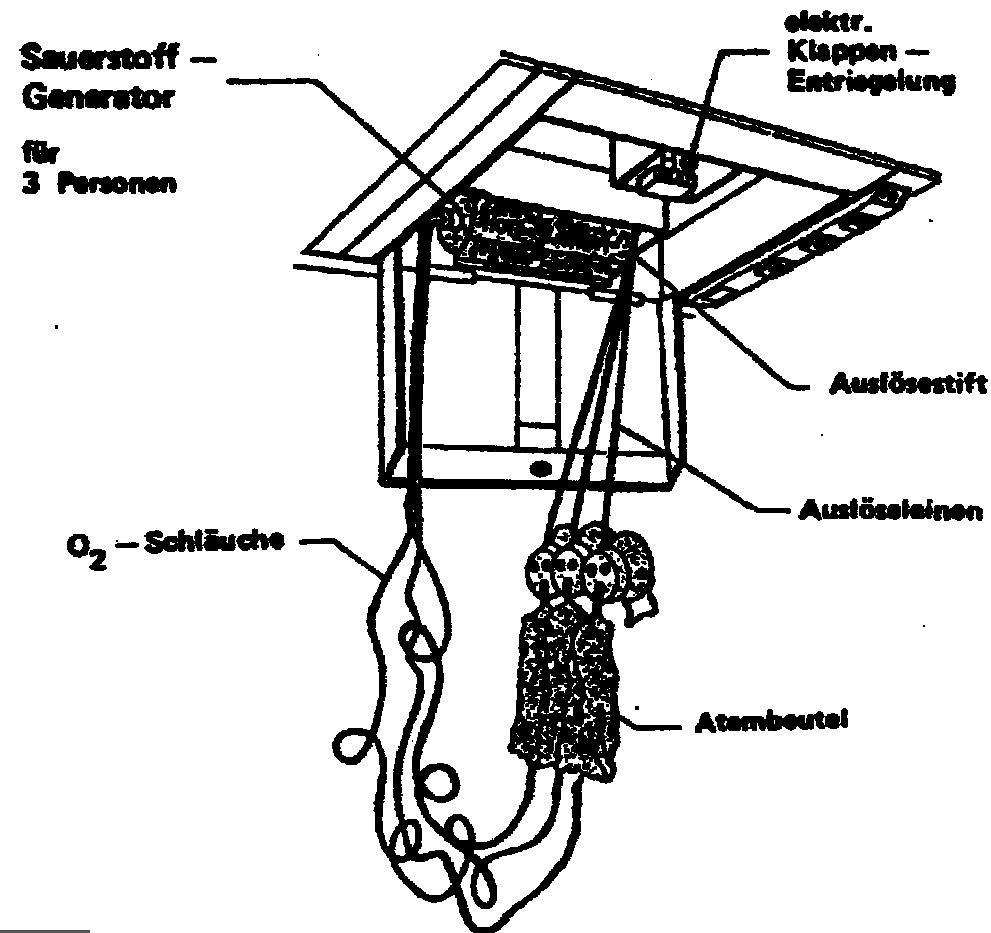
Chemische Sauerstofferzeuger



- Der Sauerstofferzeuger besteht aus einem gepressten Kern an Natriumchlorat, dessen:
 - Länge die Brenndauer proportional ist
 - Querschnitt der zu liefernde Sauerstoffmenge proportional ist
- Ausgelöst wird die Anlage durch einen Höhengeschalter, der ein elektrisches Signal an die Magnetspule zur Auslösung der Kastenklappenverriegelung der Sauerstoffmasken gibt. Diese fallen durch Schwerkraft heraus und mit ihnen eine Auslöseleine, die den Zündmechanismus betätigt, sobald ein Passagier die Sauerstoffmaske zu sich heran zieht.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

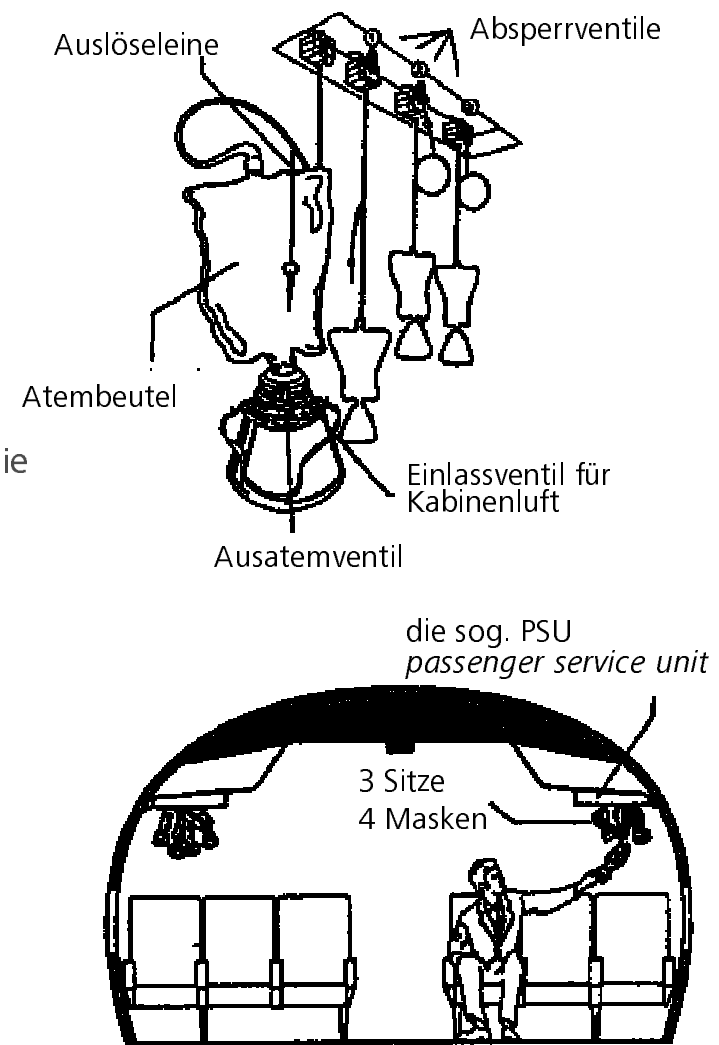
Fluggastanlage



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

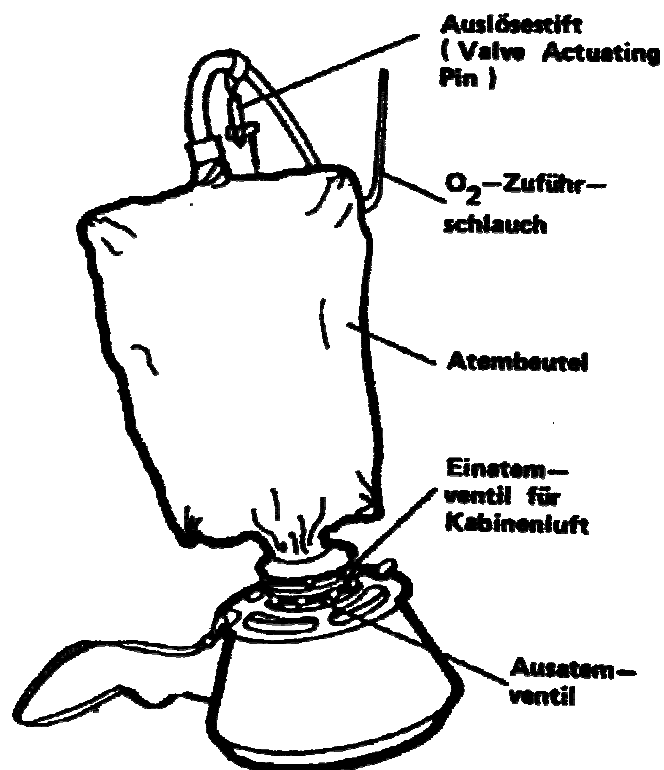
Fluggastanlage

- Jede Sitzreihe verfügt über einen Sauerstoffgenerator.
- Es existiert pro Sitzreihe immer 1 Sauerstoffmaske mehr als die Sitzreihe Plätze hat.
- In heutigen Flugzeugen versorgt also 1 Generator
 - 3 Sauerstoffmasken in einer 2-er Reihe
 - 4 Sauerstoffmasken in einer 3-er Reihe
 - 5 Sauerstoffmasken in einer 4-er Reihe
- Es gibt/gab Flugzeuge, da befindet sich der O₂-Kasten (Generator und Masken) in der Rückenlehne des Sitzes des Vordermannes (McDonnell-Douglas DC-10)

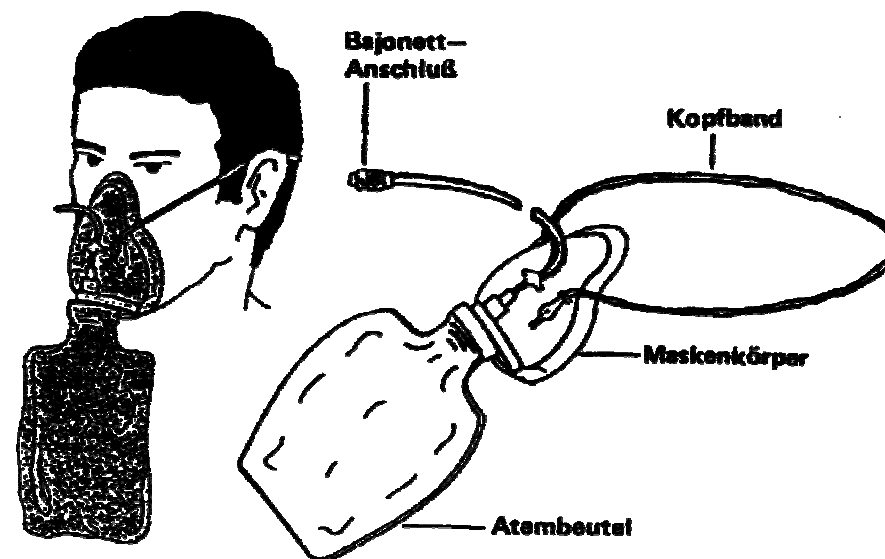


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Passagier-Sauerstoffmasken



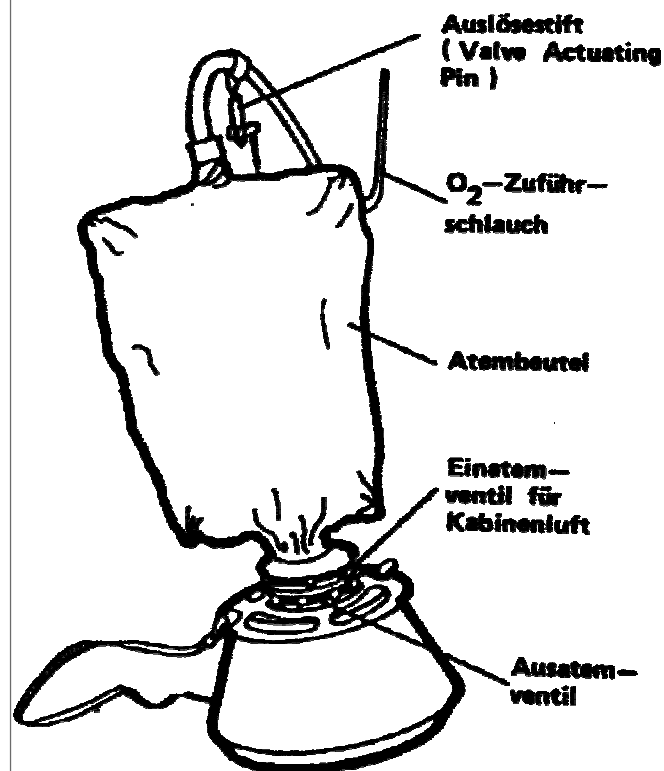
Passagiermaske mit Atembeutel, angeschlossen an eine stationäre O₂-Kabinen-Anlage



Passagiermaske mit Atembeutel für die ERSTE HILFE, angeschlossen an ein portables O₂-Gerät

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Passagier-Sauerstoffmasken



Passagiermasken sind generell Oronasal-Masken, die Mund und Nase bedecken. Sie bestehen aus:

- zylindrischem oder konischem Maskenkörper
- 3 Ventilen (Einatemventile für Sauerstoff und für Kabinenluft, Ausatemventil)
- O₂-Vorratsbeutel mit 0.5 bis 1 ltr Inhalt

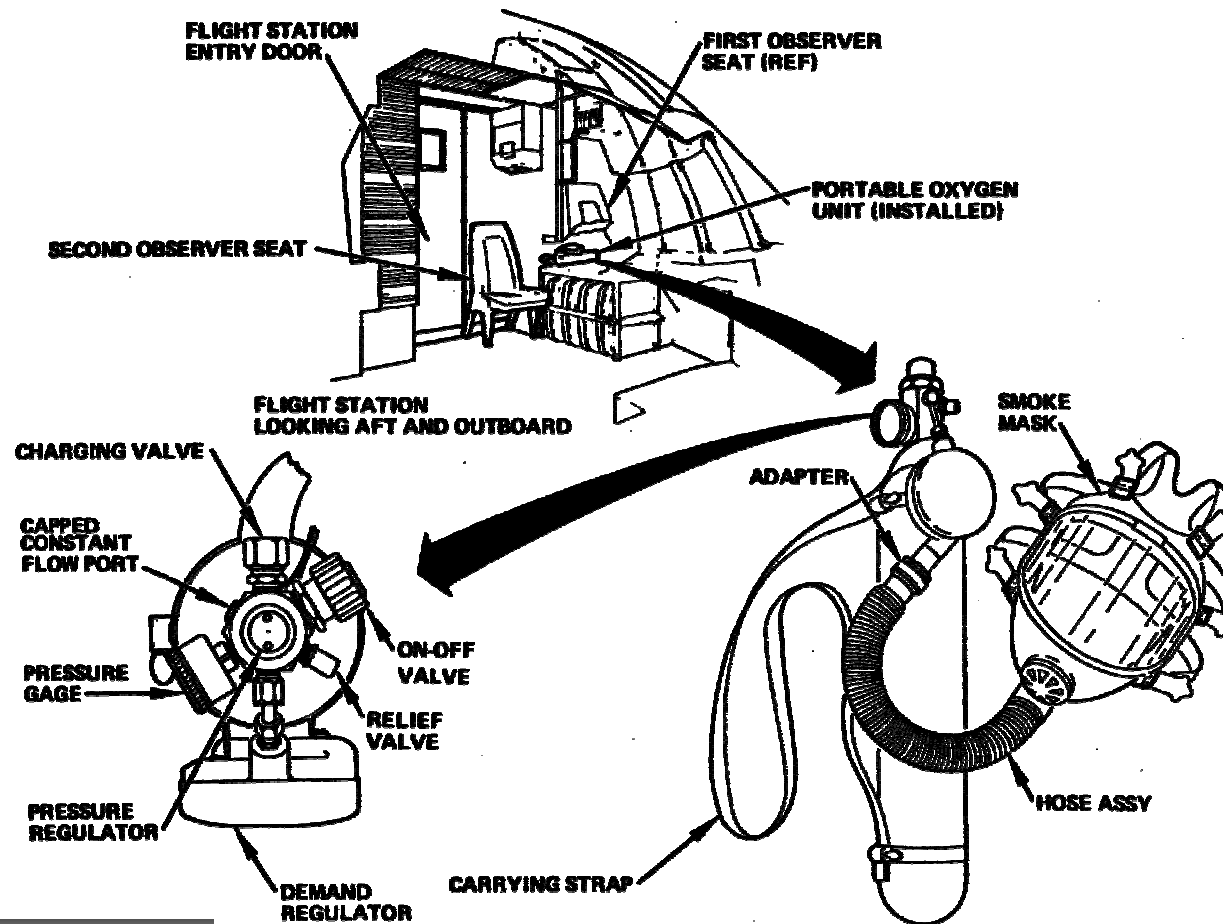
Der Beutel füllt sich laufend mit Sauerstoff (Dauerflussregelung), in dem sich der Sauerstoff sammelt, der während des Ausatmens nicht benötigt wird.

Es gibt auch Masken, bei denen die ausgeatmete Luft in den Beutel zurückfließt (*rebreather bag masks*), da ca. 80 % des eingeatmeten Sauerstoffs wieder ausgeatmet werden (*deswegen funktioniert z.B. die Mund-zu-Mund-Beatmung*). Ein solcher Beutel wird langsam und kontinuierlich mit Sauerstoff aufgefüllt.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Tragbare Geräte



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

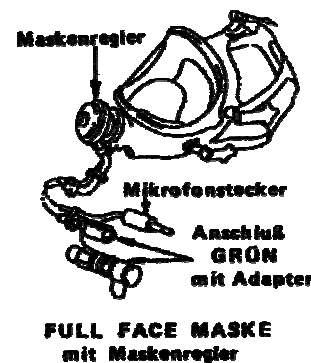
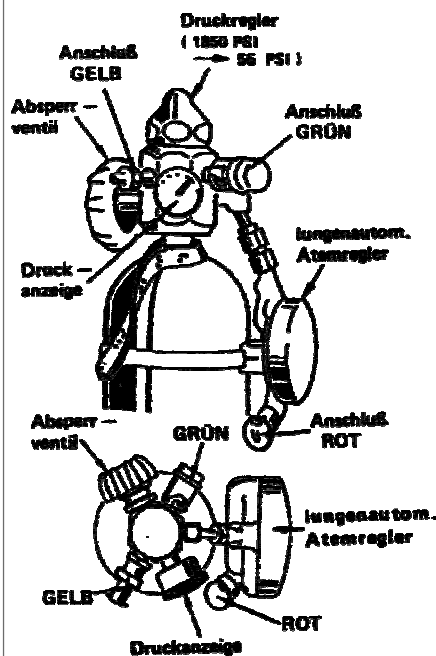
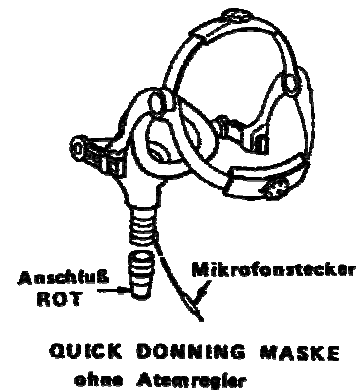
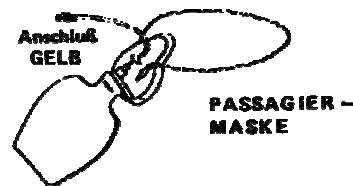


Tragbare Geräte

- In jedem Flugzeug gibt es eine Anzahl von tragbaren Sauerstoffgeräten, die sich nach der Anzahl der Passagiere richten.
- Mindestens 1 Gerät befindet sich aber im Cockpit.
- In Verkehrsflugzeugen befindet sich an jedem Flugbegleitersitzplatz ein tragbares Gerät mit Maske.
- Die tragbaren Sauerstoffbehälter haben mehrere, farbig gekennzeichnete Anschlüsse, so dass alle Maskenarten des Flugzeuges dort angeschlossen werden.

Vorteil:

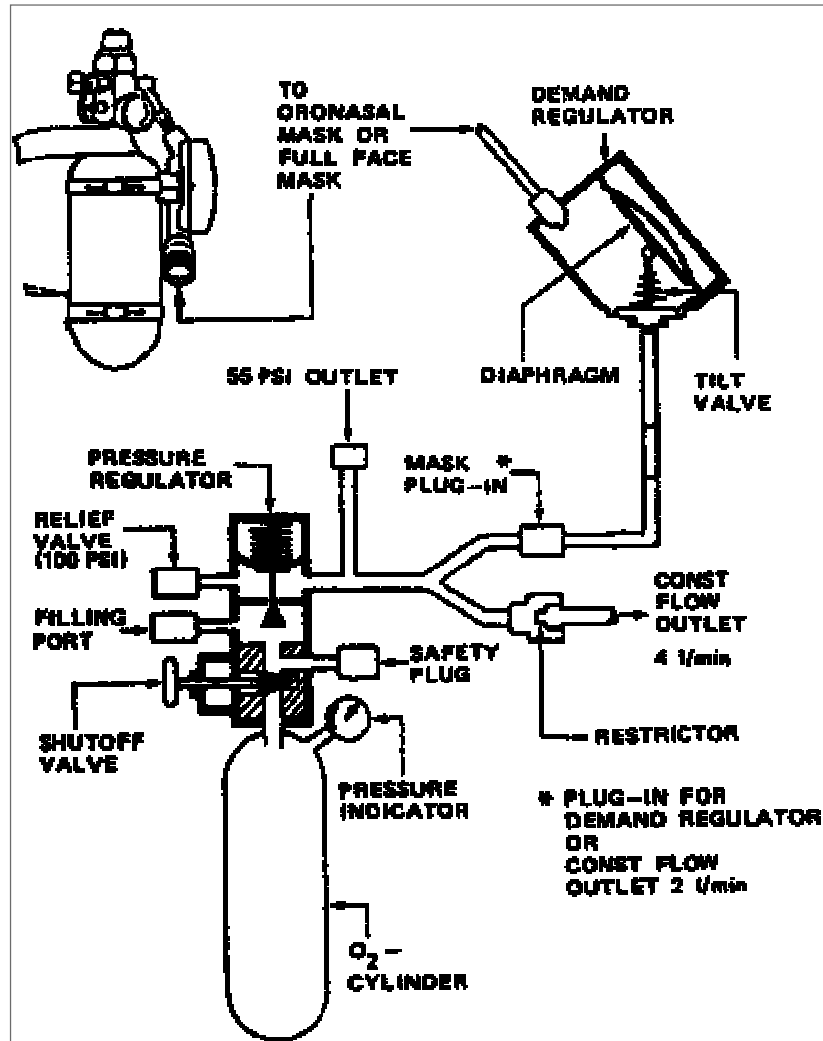
- die gesamte zur Verfügung stehende Sauerstoffmenge im Flugzeug wird erhöht
- Der O₂-Bedarf der Flugbegleiter wird dadurch abgedeckt
- Die Geräte können für Erste Hilfe und/oder für therapeutische Zwecke genutzt werden
- Die Geräte können bei Rauchentwicklung oder bei der Feuerbekämpfung eingesetzt werden.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



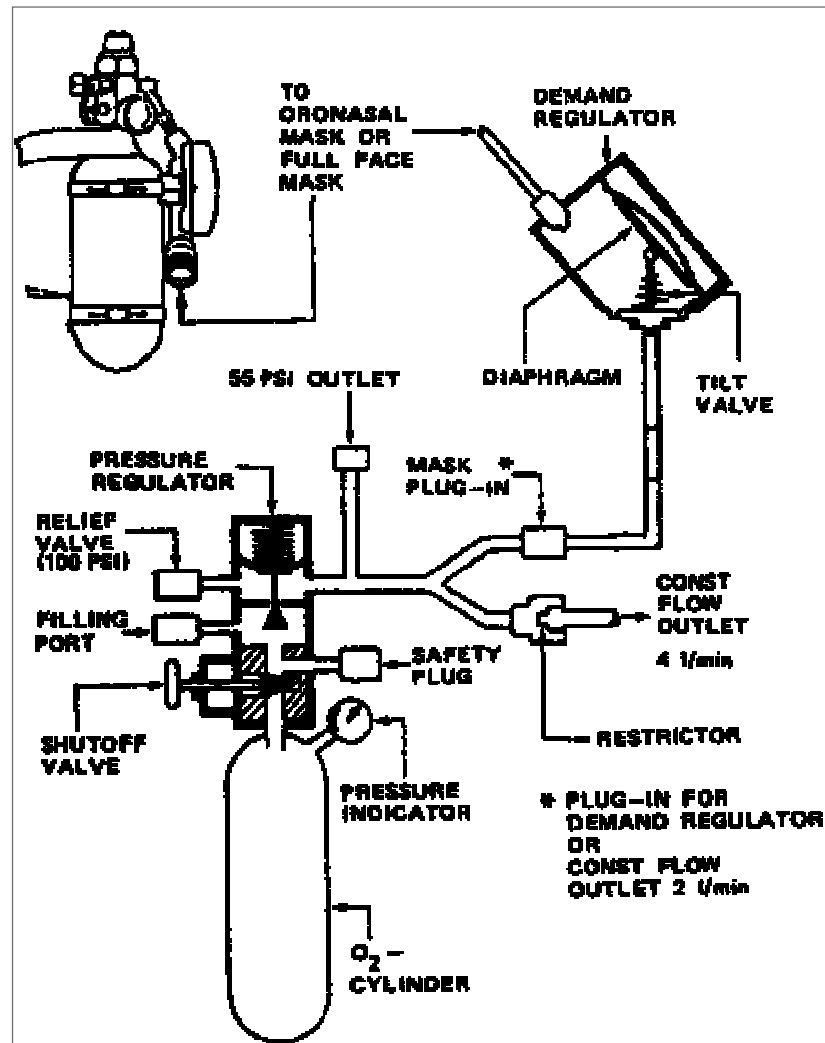
Tragbare Geräte



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

- Das tragbare O₂-Gerät ist eine DOT 3AA Stahlflasche mit 310 ltr Sauerstoff
- Am Kopf der Flasche befindet sich ein manuell verstellbarer Druckregler und eine Absperrvorrichtung.
- Bei Erreichen eines Drucks von 55 psi wird die Membran des Reglers soweit hoch gedrückt, dass das daran befestigte Kegelventil schließt.
- Der druckgeregelter Sauerstoff steht an folgenden Auslässen zur Verfügung:
 - 55 psi Ausgang zu einem Maskenregler
 - Konstantflussausgang für eine Passagiermaske mit einer Dosierdrossel (*restrictor*) auf 4 ltr/min
 - Konstantflussausgang (2 ltr/min) zu einem Atemregler, der an der Flasche angeschlossen werden kann, und an den dann eine Cockpit-Maske angeschlossen wird.

Tragbare Geräte



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

- Der Atemregler (*demand regulator*) besteht im Wesentlichen aus einer großen Membran und einem angeschlossenen Kippventil (*tilt valve*).
- Beim Einatmen über die Maske wird unterhalb der Membran ein Unterdruck erzeugt und diese dadurch bewegt.
- Dabei nimmt sie das Kippventil mit, das sich so ein wenig öffnet (kippt). Sauerstoff strömt gedrosselt zur Maske.
- Im Gegensatz zu anderen Atemreglern wird hier nur reiner Sauerstoff geatmet, d.h. ein Zusatz von Kabinenluft ist nicht vorgesehen.



ENDE

Sauerstoffanlagen

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



ATA 36

Pneumatikanlage und Kabinendruckregelanlage

Cabin Pressurization

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Kabinendruckregelung

Vorbetrachtungen und Definitionen

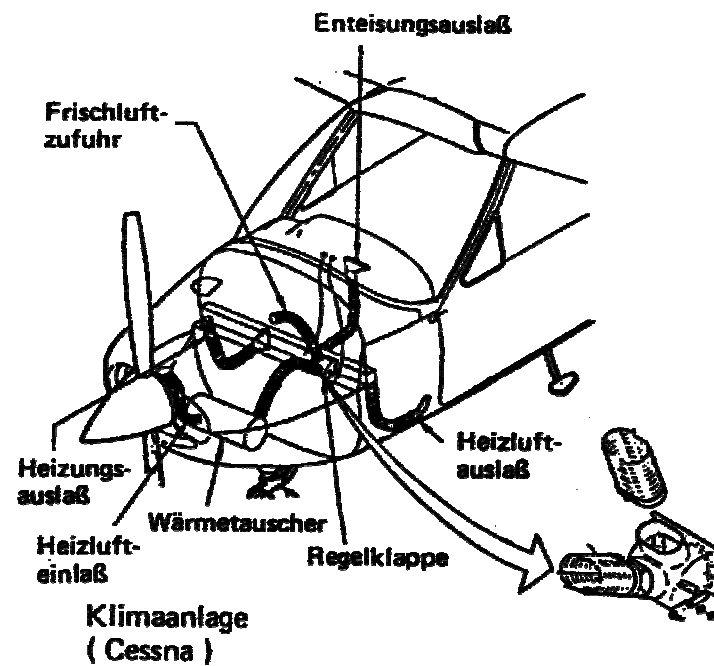
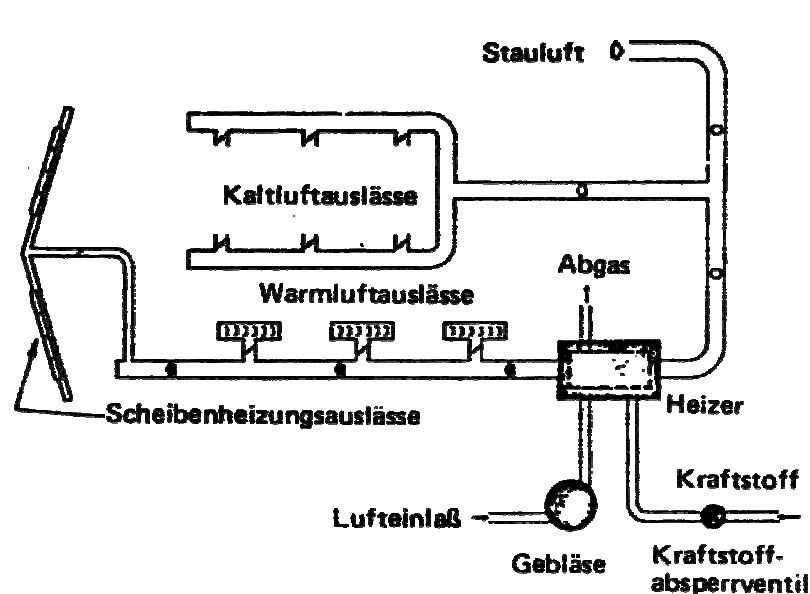
Während des Reisefluges herrscht innerhalb eines Flugzeuges höherer Druck als in der Atmosphäre

Verfahren des Druckaufbaus

- Stauluft
- mechanisch angetriebene Kabinenlader
- mechanisch getriebene Kompressoren
- pneumatisch angetriebene Turbolader
- Zapfluft von den Triebwerken

Stauluftversorgung

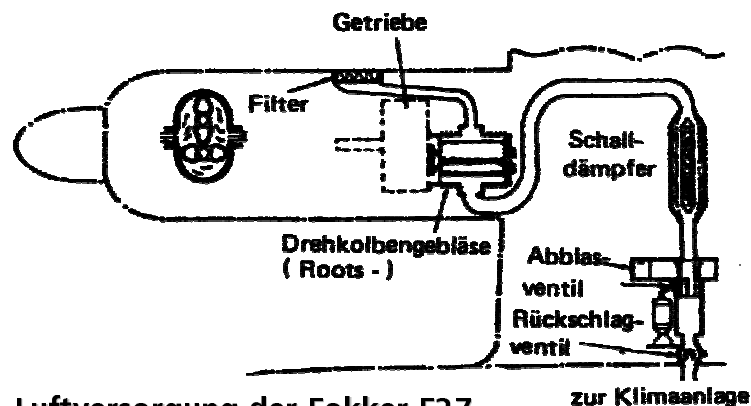
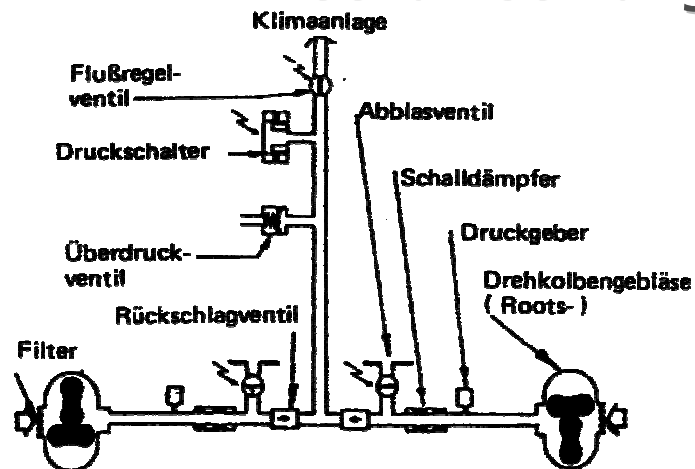
Findet man nur bei Sportflugzeugen



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

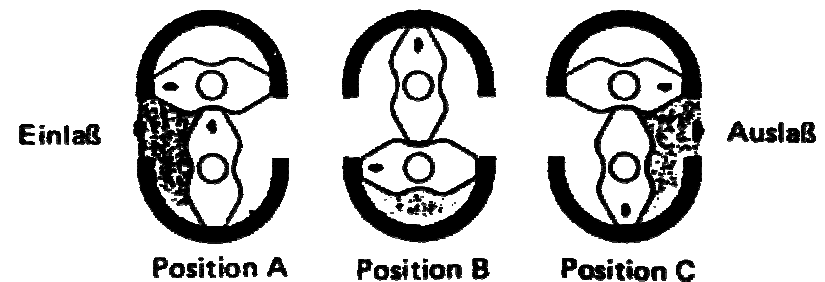


Mechanisch angetriebene Kabinenlader



Luftversorgung der Fokker F27
über ein Drehkolbengebläse

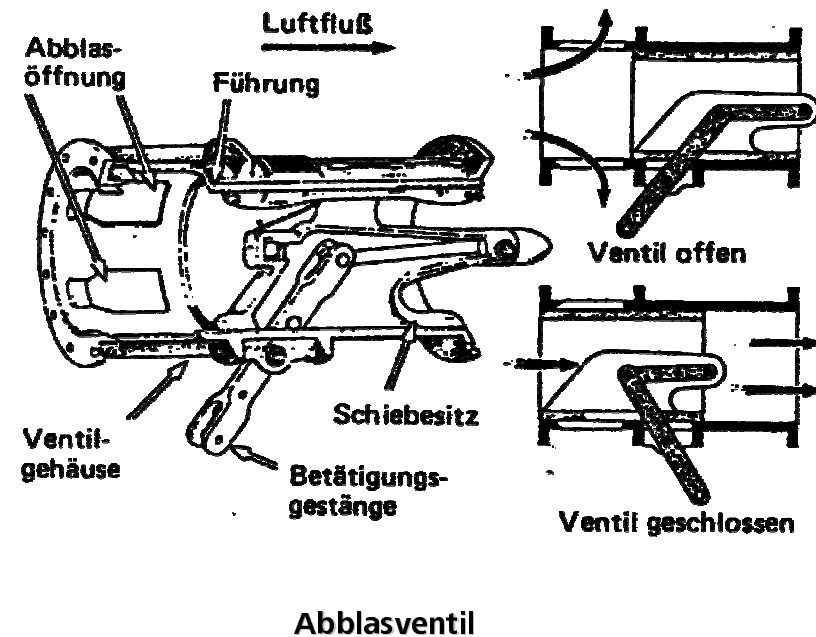
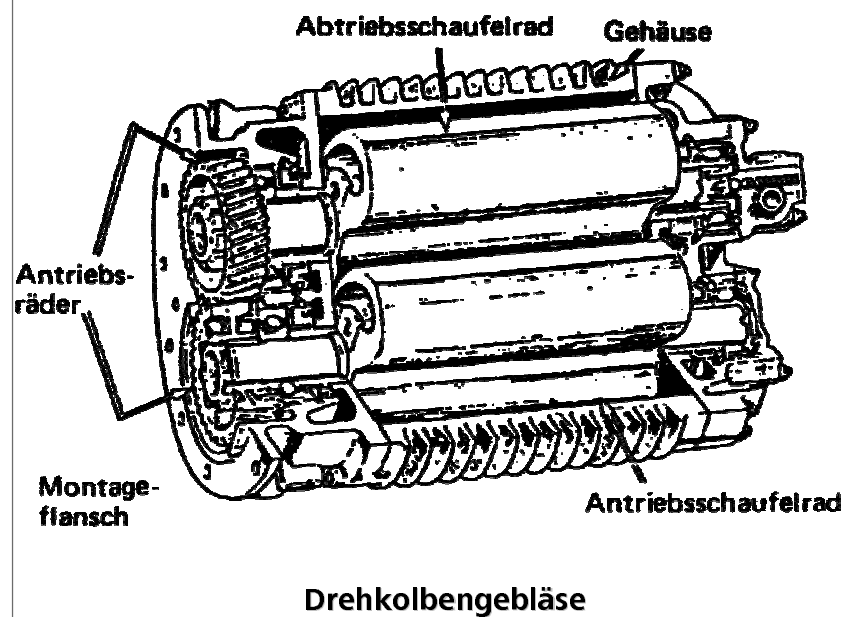
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



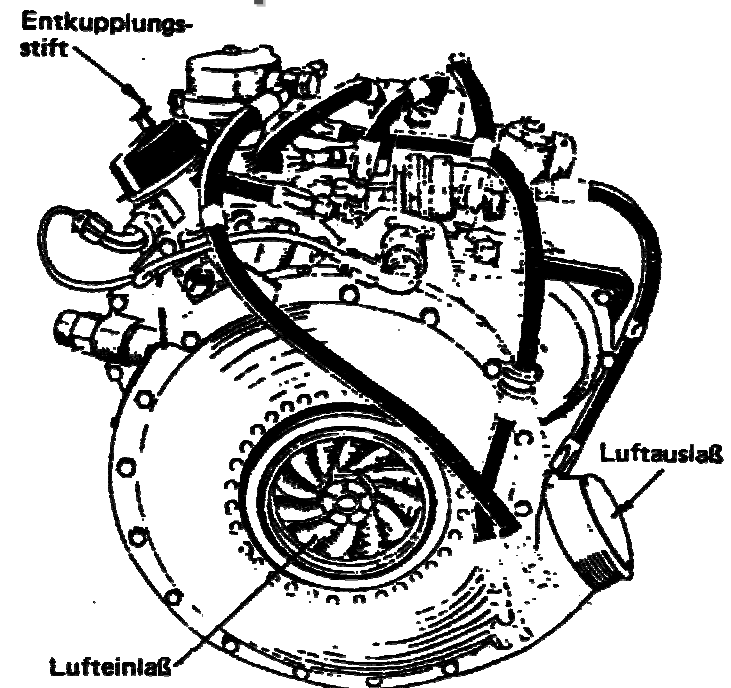
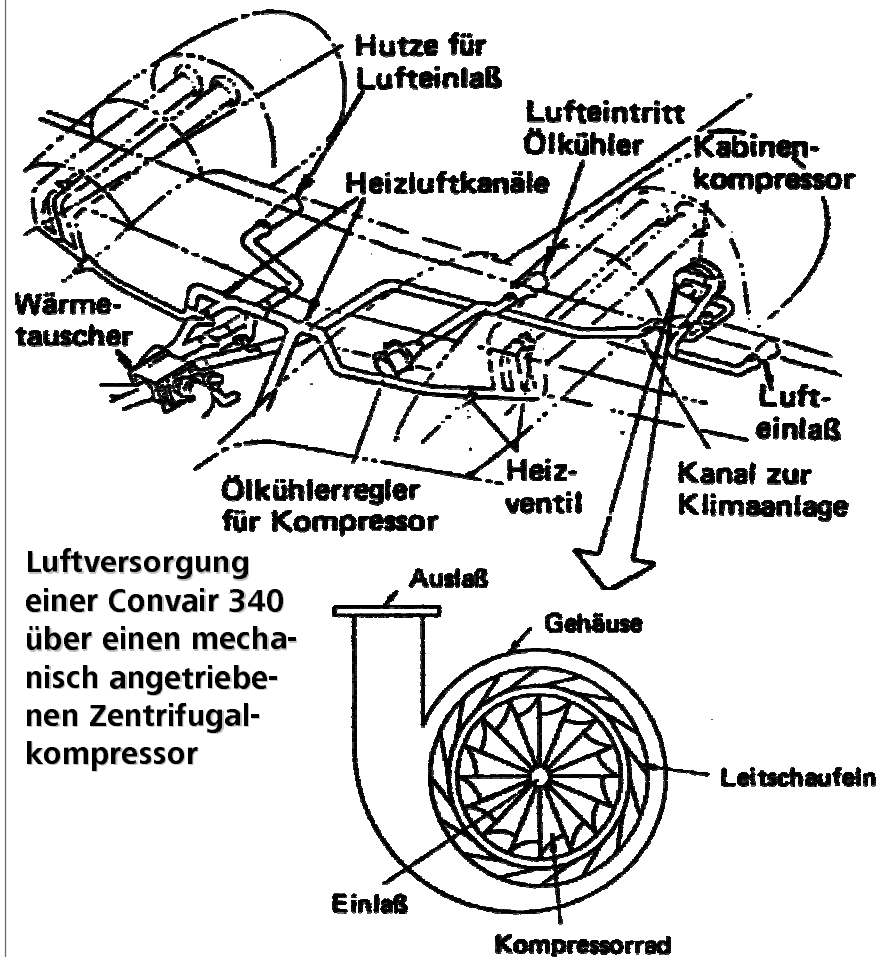
Prinzip eines Drehkolben- oder Roots-Gebläses

- Roots-Gebläse liefern – im Gegensatz zu anderen mechanischen Ladern – ölfreie Luft.
- Der Antrieb erfolgt über den Flugzeugmotor.
- Bei unterschiedlichen Motordrehzahlen werden auch unterschiedliche Luftmengen geliefert, so dass ein Abblasventil zur Luftmengenregelung erforderlich ist.
- Wegen der schrillen Geräusche des Roots-Gebläses ist ein Schalldämpfer erforderlich.

Mechanisch angetriebene Kabinenlader



Mechanisch angetriebene Kompressoren

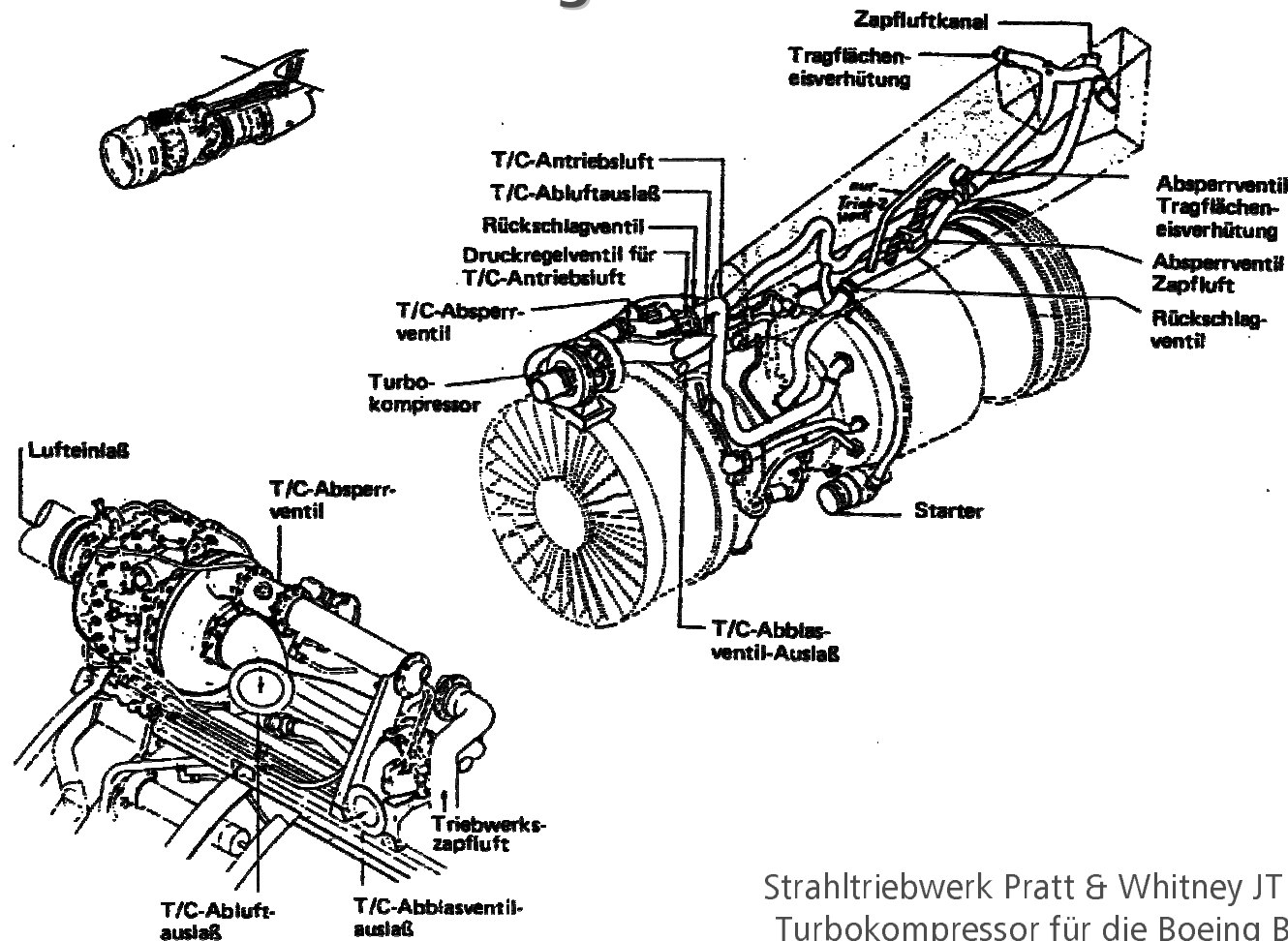


- Werden mechanisch vom Motor angetrieben.
- Über ein Getriebe kann die Drehzahl und damit die Luftmenge geregelt werden.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Pneumatisch angetriebene Turbolader



Strahltriebwerk Pratt & Whitney JT 3 mit
Turbokompressor für die Boeing B 707

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

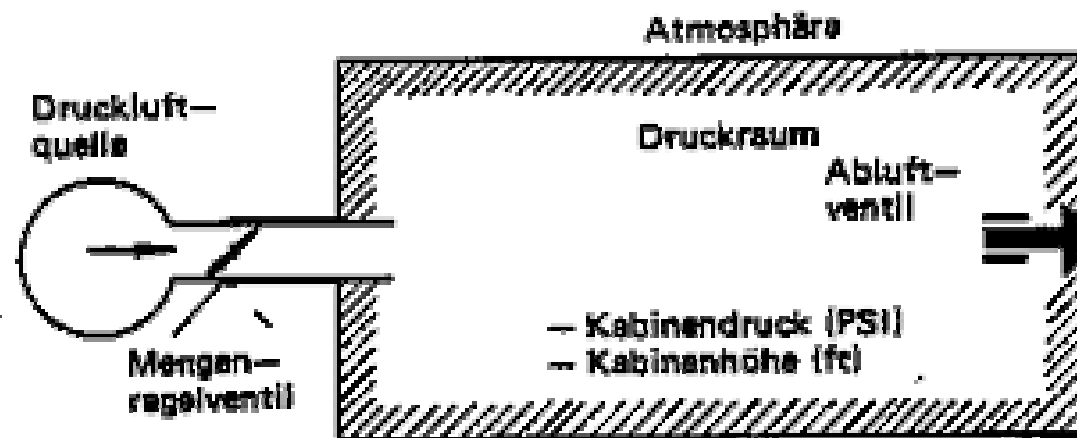


Der Kabinendruck muss geregelt werden

Man unterscheidet 2 Möglichkeiten

1. konstanter Luftauslass
mit Regelung der zugeführten Luftmenge
2. konstanter Lufteinlass
mit Regelung der abgeführten Luftmenge

Die Praxis hat gezeigt, dass die Lösung 2 günstiger ist, da sie das einfachere Regelungsverfahren – unter dem Gesichtspunkt der Lufterneuerungs-Anforderungen – ergibt.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Definitionen im Zusammenhang mit der Kabinendruckregelung

➤ **Kabinendruck** p_C in [psi]

absoluter Druck in der Kabine

➤ **positiver Differenzdruck** $+\Delta p$ in [psi]

Differenzdruck zwischen dem höheren Kabinendruck p_C und dem niedrigeren Atmosphärendruck p_0 : $\Delta p = (p_C - p_0) > 0$

➤ **negativer Differenzdruck** $-\Delta p$ in [psi]

Differenzdruck zwischen einem niedrigeren Kabinendruck p_C und einem höheren Atmosphärendruck p_0 : $\Delta p = (p_C - p_0) < 0$
(ergibt sich nur in Ausnahmesituationen, wie z.B. bei einem plötzlichen Sinkflug)



Definitionen im Zusammenhang mit der Kabinendruckregelung

➤ Kabinenhöhe H_C in [ft]

die Höhe H_0 der Standard-Atmosphäre, in der sich die Kabine hinsichtlich ihres Kabinendrucks p_C befindet.

Beispiel:

- * Wird mehr Luft in die Kabine geführt als sie verlässt, so steigt der absolute Kabinendruck an und die Kabinenhöhe nimmt ab.
- * Wird umgekehrt mehr Luft aus der Kabine abgelassen als ihr zugeführt wird, so sinkt der absolute Kabinendruck ab und die Kabinenhöhe steigt analog dazu an.

➤ Druckwechselgeschwindigkeit v_Δ in [ft/min]

ist die Änderung der Kabinenhöhe mit der Zeit : $v_\Delta = \Delta H_C / \Delta t'$ bei $\Delta p_0 = \text{const.}$
Praktisch ist hiermit eine Druckänderung gemeint, die aber in Form einer Höhenänderung angegeben wird.

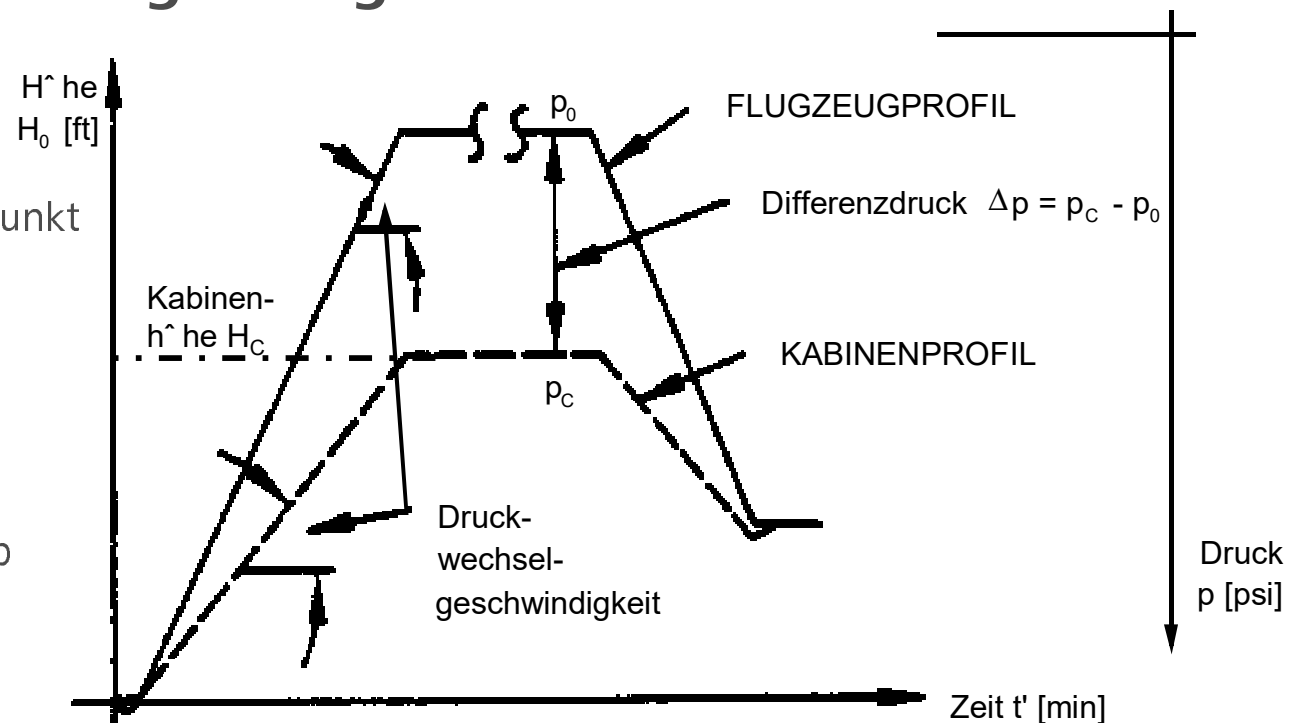


Definitionen im Zusammenhang mit der Kabinendruckregelung

➤ Kabinendruck-Regel-Diagramm

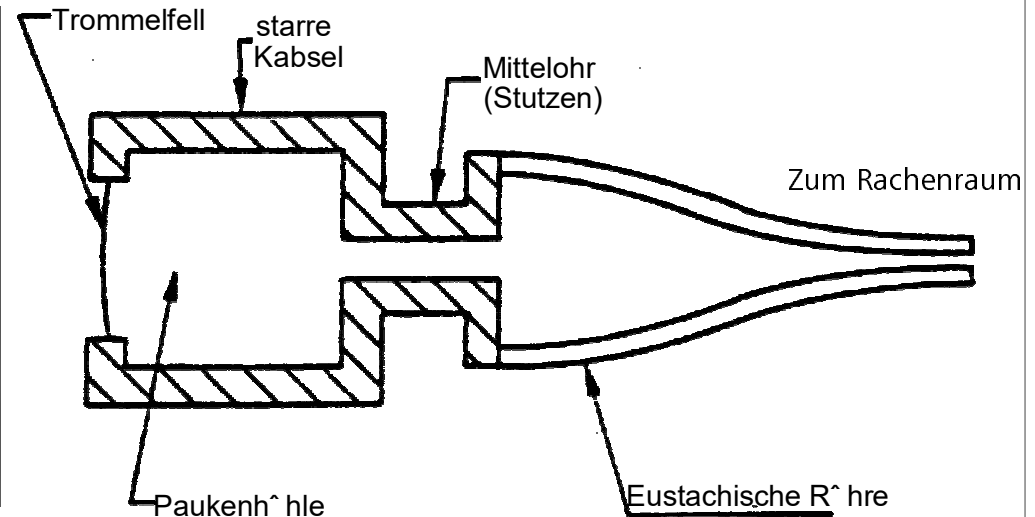
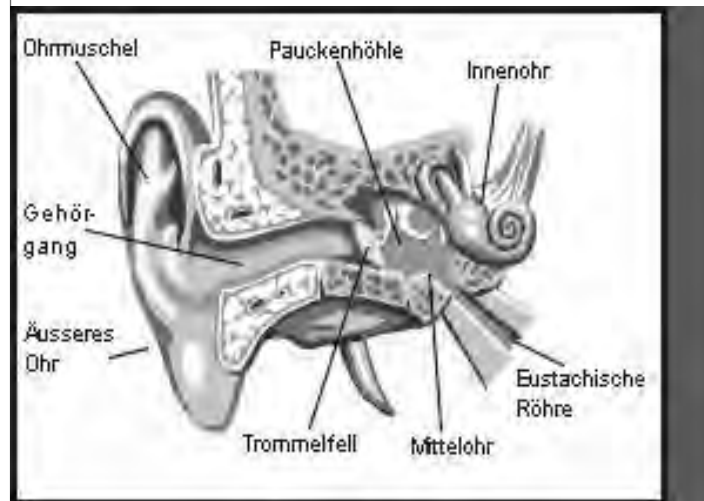
Es zeigt zu jedem Zeitpunkt des Fluges:

- die Kabinenhöhe H_C
- die Druckwechselgeschwindigkeit v_Δ
- den Differenzdruck Δp



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Physiologische Betrachtung zum Druckwechsel



Kabinendruck	Druckwechsel			Höhenwechsel nahe NN ft/min
	psi/min	mbar/min	mmHg/min	
steigt an (Sinkflug)	0.16	11.0	9.0	300.0
fällt ab (Steigflug)	0.26	18.0	13.0	500.0

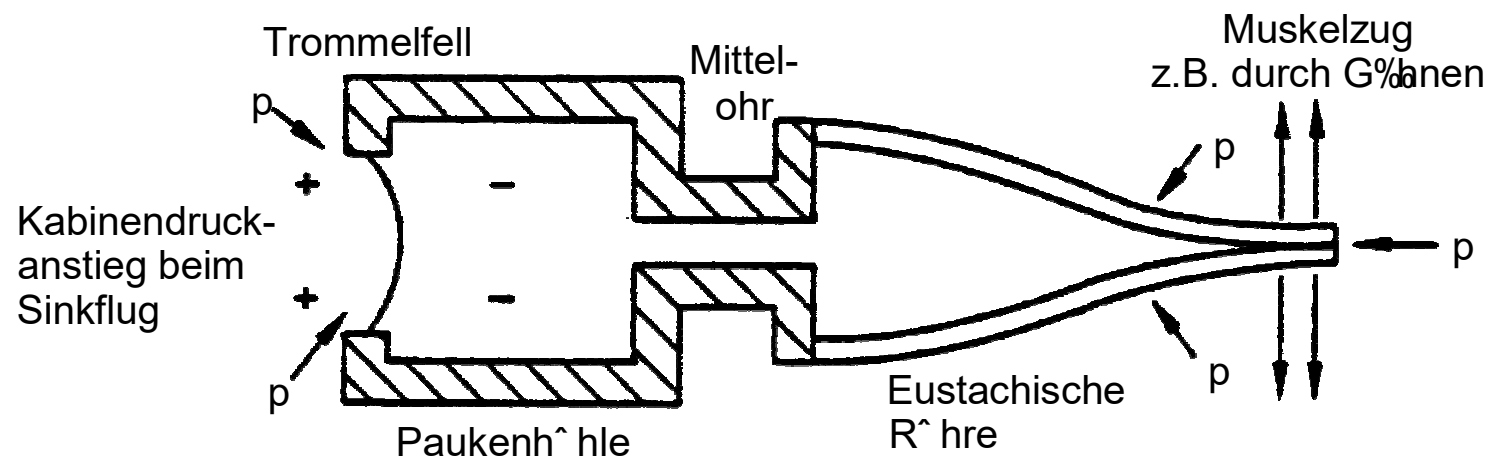
Grenzwerte für Verkehrsflugzeuge

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Physiologische Betrachtung zum Druckwechsel

Sinkflug (Kabinendruckanstieg)

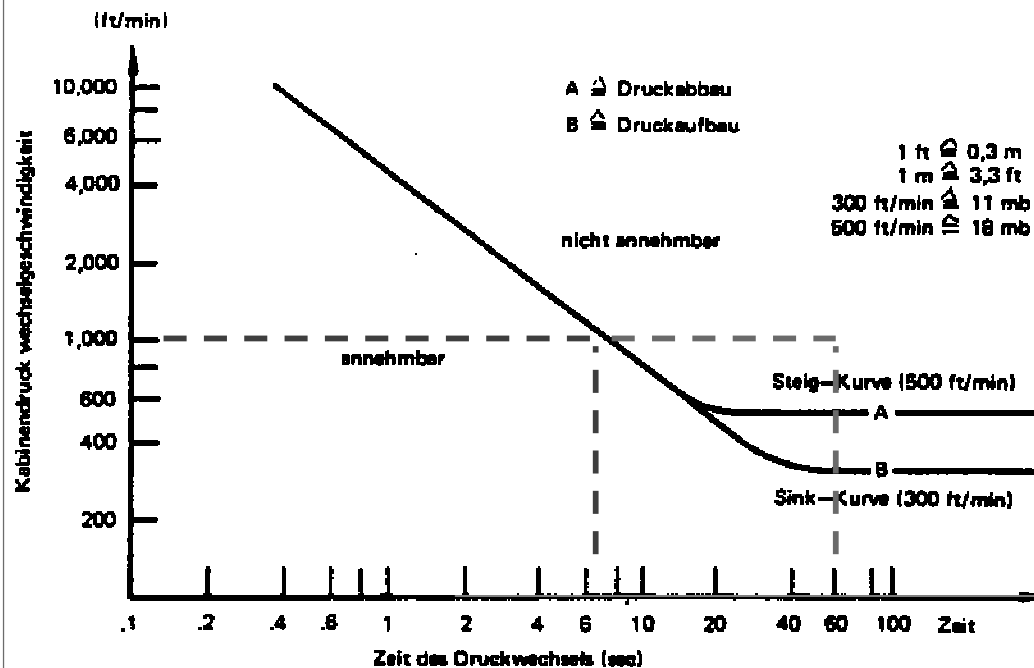


- Beim Sinkflug steigt der Druck in der Kabine an und somit auch über Mund und Nase im Rachenraum.
- Die besondere Form der Eustachischen Röhre reagiert damit zum Einschließen der Luft innerhalb der Paukenhöhle.
- Diese eingeschlossene Luft hat beim weiteren Sinken einen geringeren Druck als die Kabinenluft, wodurch sich das Trommelfell nach Innen verbiegt und beim Menschen zu Schmerzen führt.
- Durch Gähnen und/oder Schlucken kann die Eustachische Röhre geöffnet werden und ein Druckausgleich herbeigeführt werden.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Physiologische Betrachtung zum Druckwechsel



Die Druckregelanlagen moderner Verkehrsflugzeuge begrenzen in der Regel die Druckwechselraten automatisch auf die hier angegebenen Werte.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Annehmbarer Bereich

Druckwechsel haben kaum Einfluss auf den menschlichen Organismus.

Wesentlicher Parameter ist die Zeitdauer des Druckwechsels, so kann z.B. ein Druckwechsel von 1000 ft/s über 6 sec problemlos ertragen werden, während derselbe Druckwechsel über 60 sec erhebliche Schmerzempfindungen herbeiführt.

Da sich Steig- und Sinkphasen von Flugzeugen oft über einige Minuten hinziehen, gibt es im rechten Teil des Diagramms zwei Kurvenäste:

- Steigflugkurve – Druckabbau, hinnehmbar bis zu 500 ft/min (nahe NN)
- Sinkflugkurve – Druckanstieg, hinnehmbar bis nur 300 ft/min, da hierauf das menschliche Ohr empfindlicher reagiert

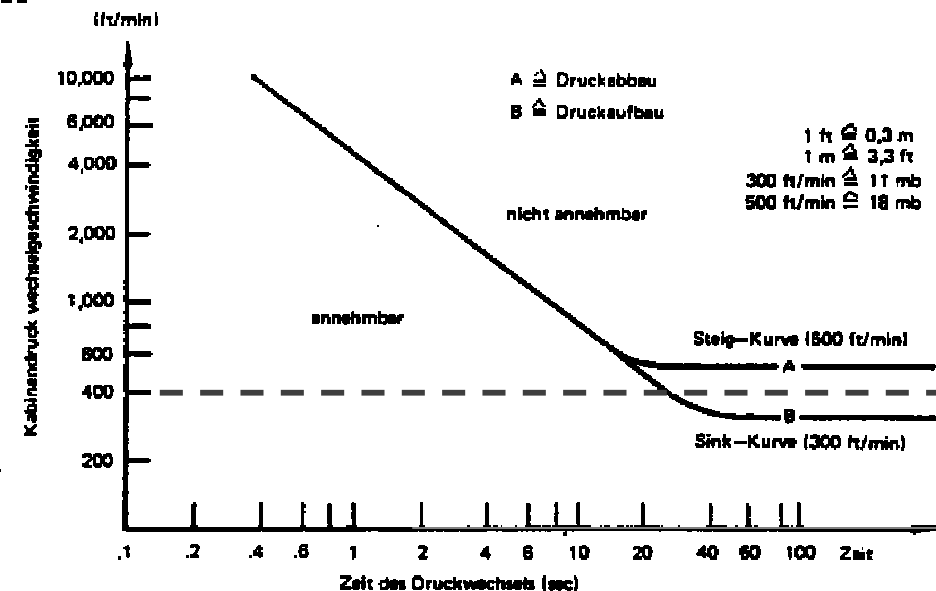
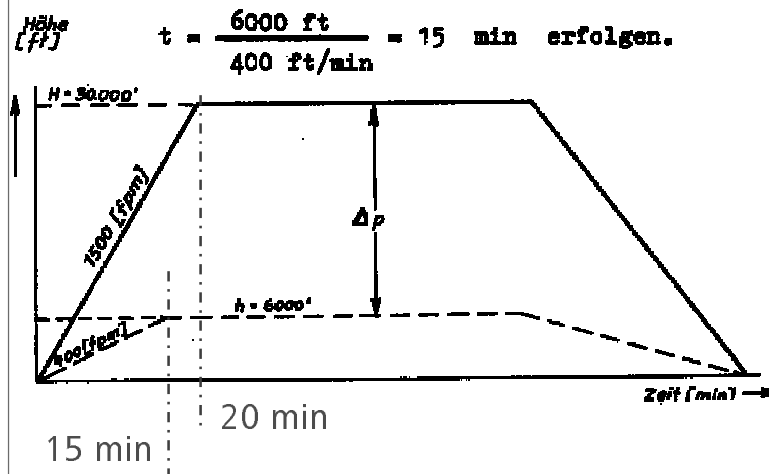


Rechenbeispiel

Bei einer für das Flugzeug angenommenen durchschnittlichen Steiggeschwindigkeit von 1500 fpm wird die Reishöhe von $H = 30\,000$ ft nach

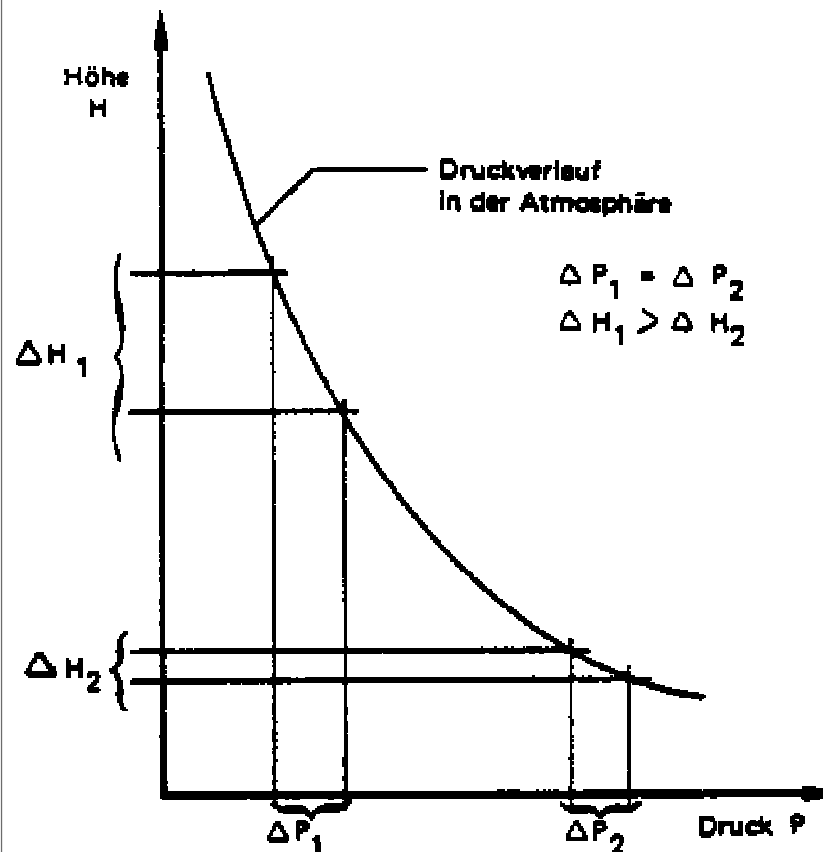
$$t = \frac{30\,000 \text{ ft}}{1500 \text{ ft/min}} = 20 \text{ min erreicht.}$$

Für die Kabinenhöhe seien lediglich $h = 6000$ ft als Endzustand vorgesehen. Die Druckabnahme, also die Zunahme der Kabinenhöhe müße 400 fpm betragen. Dann wird diese Veränderung der Kabinenhöhe von 0 ft auf 6000 ft in



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Druckwechsel in größeren Flughöhen



Für die Druckwechselgeschwindigkeit v_Δ gilt:

$$v_\Delta = \Delta H_c / \Delta t' \text{ bei } \Delta p_0 = \text{const.}$$

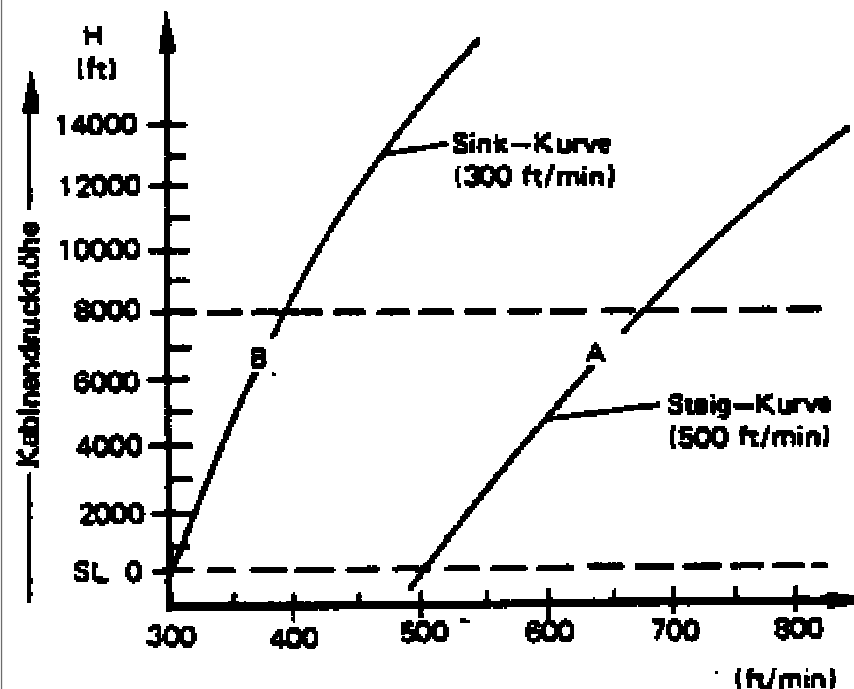
Die atmosphärische Druckabnahme Δp_0 mit der Höhe H_0 erfolgt aber nicht linear.

Mit steigender Höhe H_0 bedeuten gleiche Δp_0 zunehmende Höhenänderungen ΔH_0 .

Wenn der Druckwechsel Δp_0 also konstant bleiben soll, so wird die Druckwechselgeschwindigkeit v_Δ mit der Kabinendruckhöhe H_c größer werden.

Die bisher genannten Grenzwerte von 300 ft/min und 500 ft/min gelten deswegen nur im Bereich der Meereshöhe (NN, *sea level*).

Druckwechsel in größeren Flughöhen



Da die beiden Grenzwerte:

- 300 ft/min (sinken)
- 500 ft/min (steigen)

grundsätzlich auf „sea level“ bezogen sind, ergeben sich bei gleich bleibenden Druckwechseln Δp in unterschiedlichen Kabinendruckhöhen auch jeweils unterschiedlich zulässige Steig- oder Sinkraten.

Praktisch bedeutet dies, dass

in Meereshöhe eine Schmerzempfindung bei 300 bzw. 500 ft/min

beginnt, wogegen diese

bei einer Kabinendruckhöhe von 8000 ft erst bei 400 bzw. 650 ft/min

auftritt.



Vorschriften

JAR Part 25 - Verkehrsflugzeuge

Kabinendruckhöhe

- 8 000 ft – ist die maximal einstellbare Höhe
- 10 000 ft – ab hier muss eine Warnung ausgegeben werden
- 15 000 ft – die maximal zulässige Höhe beim Versagen der Regelung

Kabinendifferenzdruck

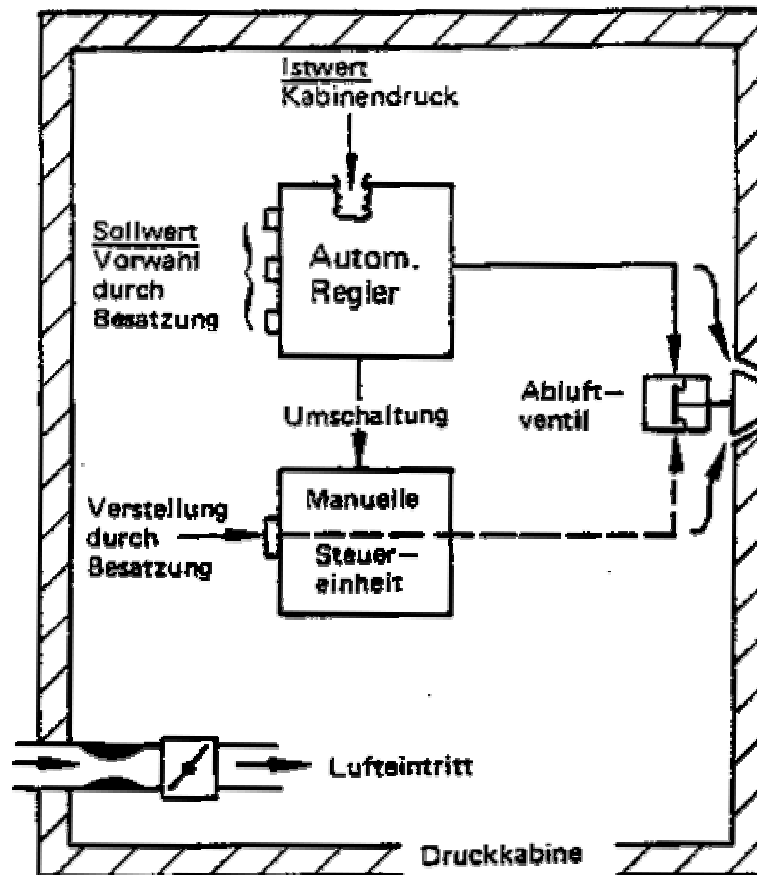
- 2 Sicherheitsventile für positiven Differenzdruck
- 1 Sicherheitsventil für negativen Differenzdruck
- 1 automatische und 1 manuelle Regeleinrichtung

Anzeigegeräte für

- Differenzdruck
- Kabinendruckhöhe
- Kabinendruckwechselgeschwindigkeit



Prinzip einer Druckregelanlage



Istwert = Kabinendruck
Sollwert = wird von der Besatzung vorgegeben

Arbeitet der automatische Regler fehlerhaft, so wird automatisch oder von Hand auf einen zweiten automatischen Regler umgeschaltet.

Fallen alle automatischen Regler aus, so wird auf eine manuelle Steuereinheit umgeschaltet.

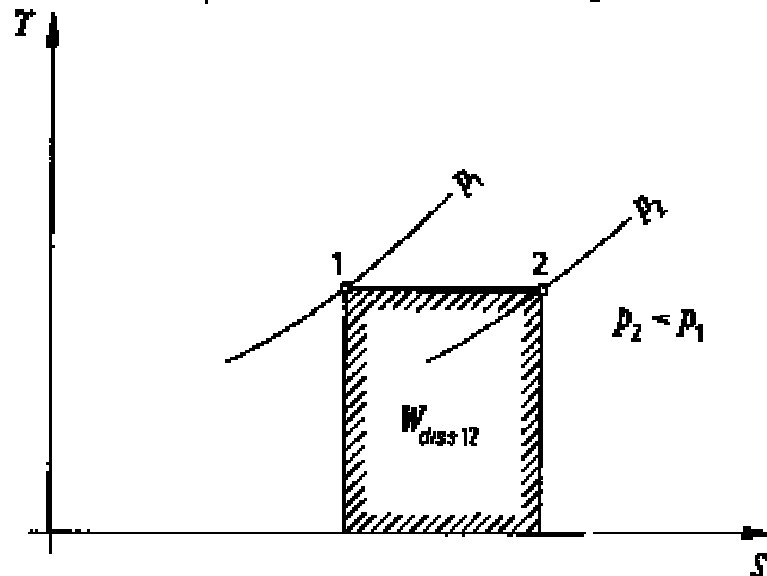
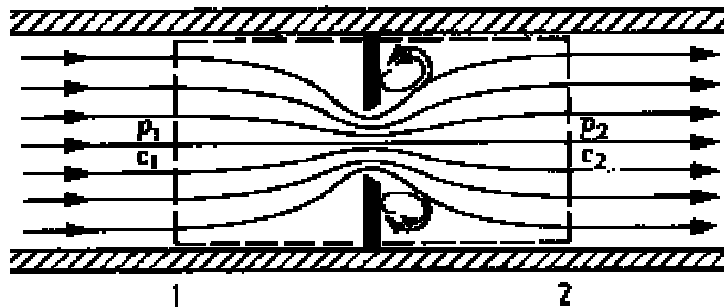
Bei diesem Handbetrieb muss die Besatzung den Kabinendruck bzw. die Druckwechselrate ständig nachregulieren.

Bei positiver Druckdifferenz (Kabinendruck liegt über dem Umgebungsdruck) beginnt das Abluftventil zu regeln, d.h. es geht in Drosselstellung.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Zum Prinzip der Luftströmung durch eine Drossel



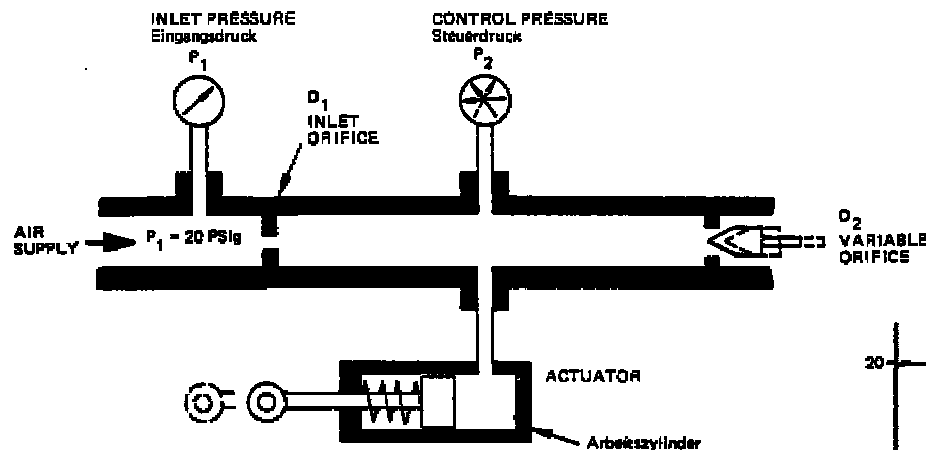
Beim Drosseln eines (idealen) Gases
(*adiabate Drosselung*) :

- fällt der Druck über die Drossel ab: $p_2 < p_1$
- bleibt die Temperatur konstant: $T_2 = T_1$
- bleibt die Geschwindigkeit konstant: $c_2 = c_1$

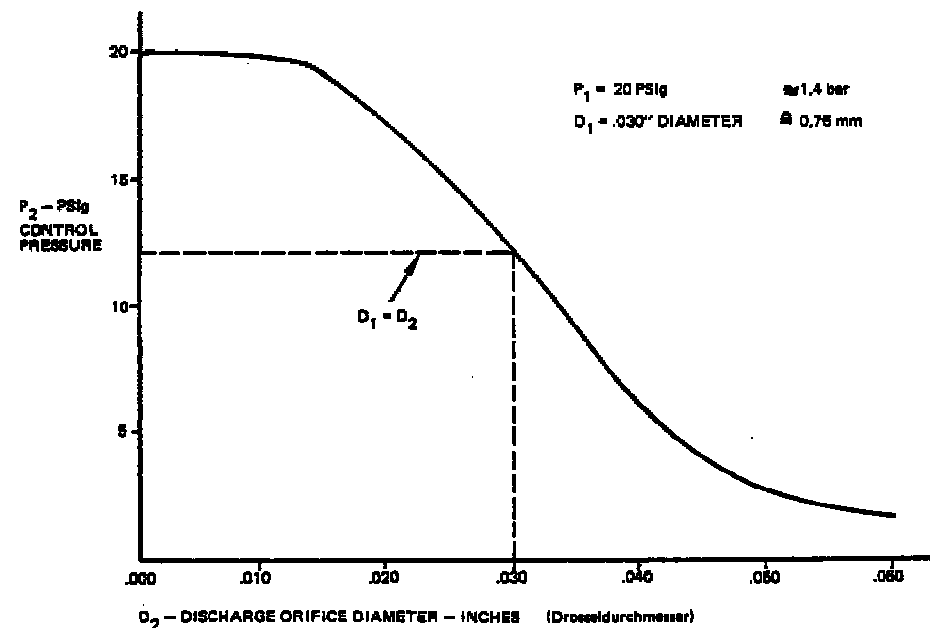
Beim realen Gas fällt beim Drosseln die Temperatur ab, was als Joule-Thomson-Effekt bezeichnet wird.

Bei sehr hohen Drücken und bei hohen Temperaturen kann durch das Drosseln eines realen Gases auch eine Temperaturerhöhung beobachtet werden.

Zum Prinzip einer pneumatischen Regelung

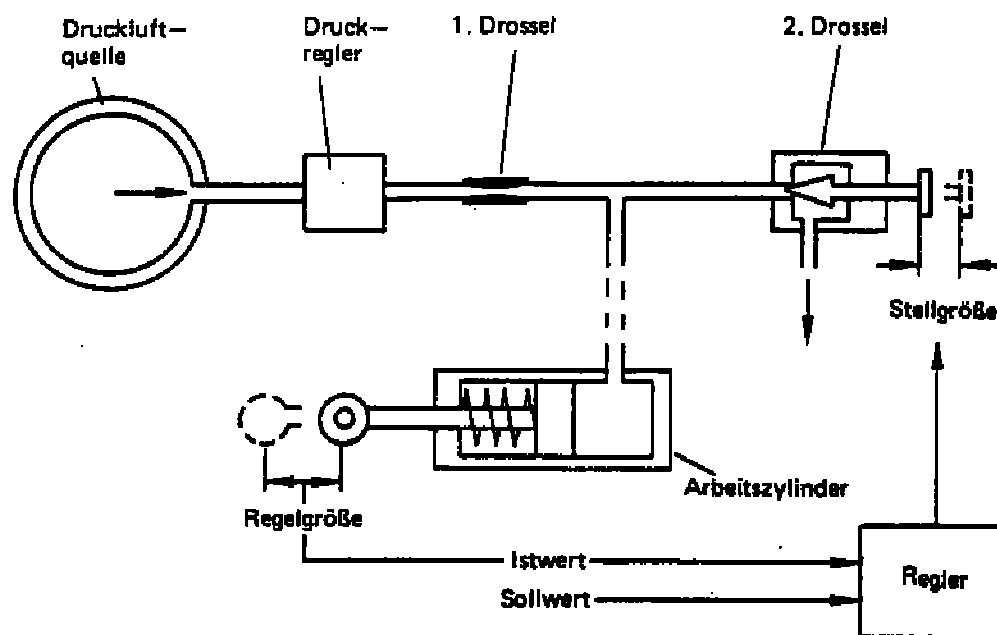


Eine Druckluftquelle versorgt nacheinander 2 Drosseln, wobei mindestens die 2. Drossel verstellbar sein muss. Zwischen den Drosseln erfolgt die Abzapfung der Steuerluft für das zu verstellende Bauteil, das z.B. ein Arbeitszylinder, ein Ventil oder ähnliches sein kann.



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Zum Prinzip einer pneumatischen Regelung



Über eine Druckluftquelle und einen Druckregler strömt Luft konstanten Drucks zu einer 1. Drossel.

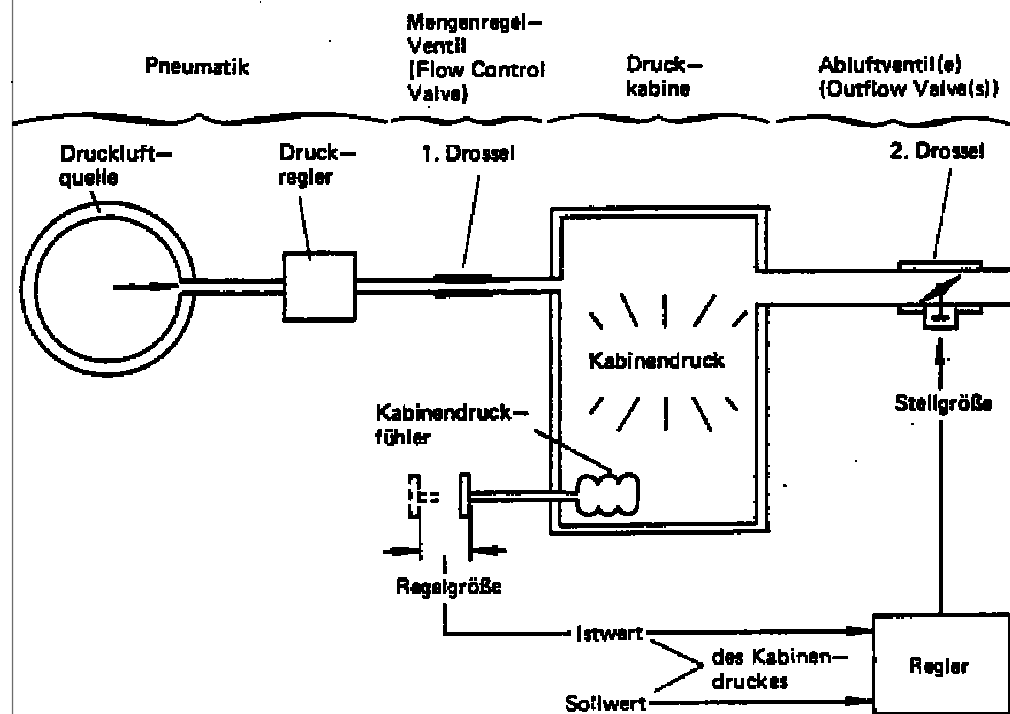
Die Stellung der 2. Drossel bestimmt den Druck zwischen den Drosseln.

- Druck sinkt, wenn über die 2. Drossel mehr Luft strömt als über die erste.
- Druck steigt, wenn über die 2. Drossel weniger Luft strömt als über die erste.

Die Druckänderungen bewegen einen Kolben, der mit einer Rückstellfeder ausgestattet sein muss.

Die Verstellung (Stellgröße) der 2. Drossel erfolgt über einen Regler, der die Position des Kolbens (Regelgröße) mit einem, von Hand vorgegebenen Sollwert vergleicht.

Zum Prinzip einer Kabinendruckregelung



Gegenüber der bisherigen Darstellung wird nun nur der Kolben des Arbeitszylinders durch die Druckkabine des Flugzeuges ersetzt.

- Druckluftquelle = Pneumatikanlage des Flugzeuges
- 1. Drossel = Mengenregelventil
- Arbeitszylinder = Druckkabine mit Druckfühler
- 2. Drossel = Abluftventil aus der Kabine

Die Verstellung des Abluftventils (weiter auf oder weiter zu) bewirkt eine Veränderung des Kabinendruckes bzw. der Kabinenhöhe)



Die Grundkomponenten zum Überleben und zum Wohlfühlen

Die Pneumatikanlage

dient der Druckluftherzeugung für

- Druckkabine und Klimaanlage
- Triebwerksstart
- Eisverhütung und Enteisung
- Tankdruckbeaufschlagung
- Hydraulik und Frischwasser

Luftlieferanten sind:

- Stauluft (Kleinflugzeuge ohne Druckkabine wie z.B. Cessna, Piper, usw.)
- Kabinenlader (Rootsgebläse und Turbokompressoren bei kleineren Business-Jets, sog. Biz-Jets)
- Zapfluft von Triebwerken oder APU (bei allen modernen Strahlflugzeugen nach Boeing B707)



Die Grundkomponenten zum Überleben und zum Wohlfühlen

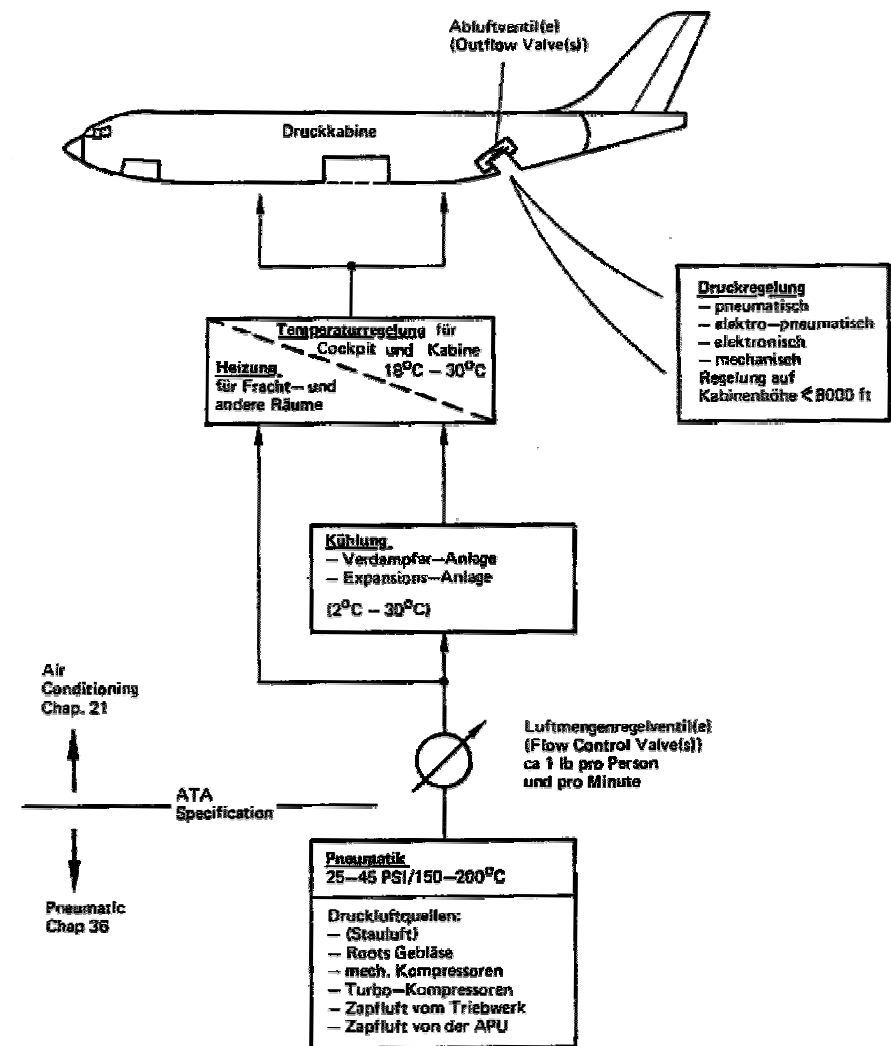
Die Druckregelanlage

- soll unabhängig von der Flughöhe bodenähnlichen Druck in der Kabine bereitstellen.
- Dazu sind im Rumpf mindestens 2 geregelte Abluftventile angeordnet.
- Innerhalb von 5 Minuten kann die gesamte Luftmenge einer Druckkabine einmal ausgetauscht werden.

Die Klimaanlage

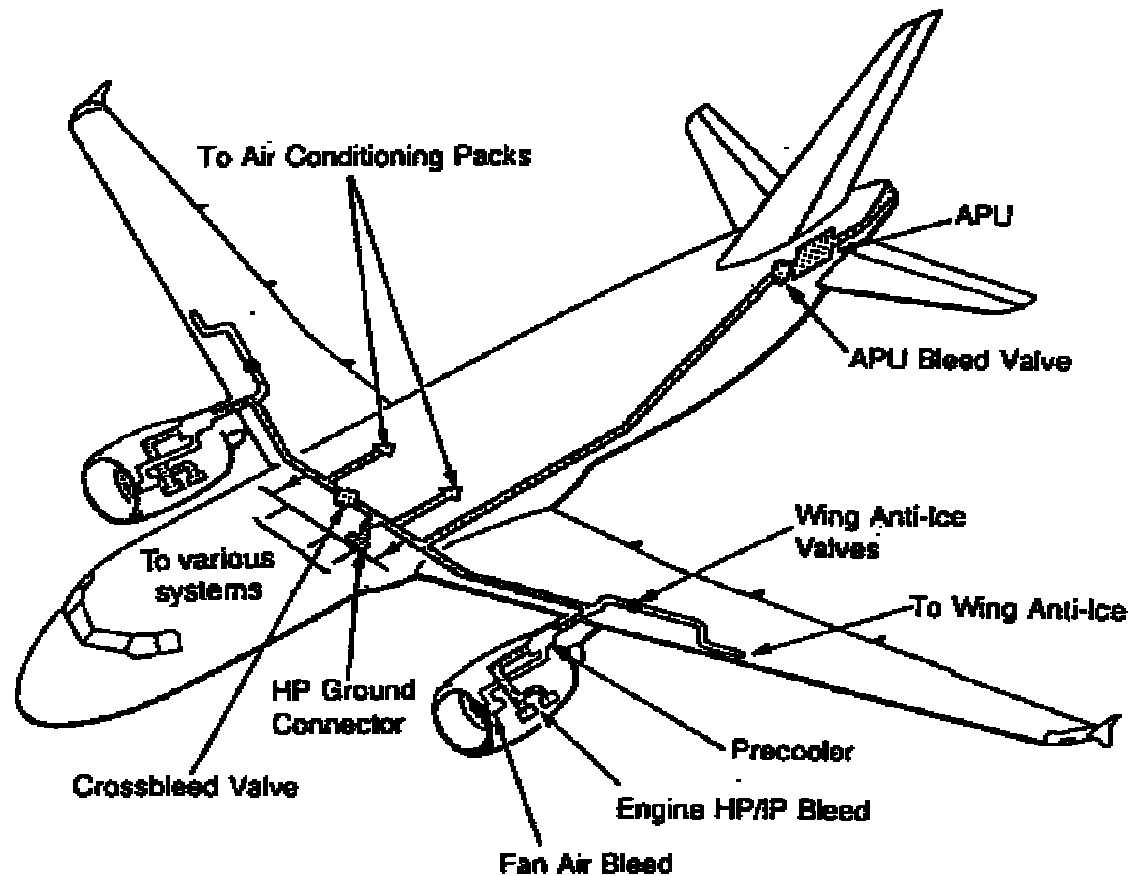
- dient dem Wohlfühlen von Crew und Passagieren.
- Dazu wird von der Pneumatikanlage gelieferte Warmluft auf Kabinentemperatur gebracht.
- Klimapacks kühlen die Luft auf 2° bis 30°C
- Temperaturregelung sorgt für eine individuelle Kabinentemperatur
- Heizungen können einzelne Räume separat erwärmen
- Eine Ventilation verteilt die Luft in der Kabine, in einzelne Räumen (Toiletten) und in spezielle Bauteile (Elektrogeräte)

Vereinfachtes Blockdiagramm der Kombination Pneumatik-, Druck- und Klimaanlage



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Prinzipskizze zum Pneumatiksystem des Airbus A 320



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



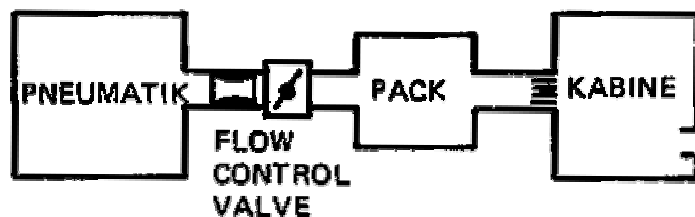
Möglichkeiten der Bereitstellung und Aufbereitung von Luft in Abhängigkeit der Flugzeuggröße

Flugzeuge	Druckluftversorgung (Pneumatik)			Kühlung	Heizung	
	Quellen	Druck	Temp			
ohne Druck- kabine	—	—	—	– meistens mittels Stauluft während des Fluges, – mit Unterstützung eines Gebläses am Boden	mittels – elektrischer Heizer – Verbrennungsheizer – Abgas – Wärmetauscher	
mit Druck- kabine	kleine	– Rootsgebläse – mech. Kom- pressor – Zapfluft	20–30 PSI _g	max. 100°C	meist mittels Verdampferkühl- anlage (Kühlschrankprinzip)	– meist mittels Pneumatik– Luft – zusätzlich elektrischer Heizer
	mittlere	– Turbokom- pressor – Zapfluft	30–45 PSI _g	150–200 °C (geregelt)	– Verdampferkühlanlage oder – Expansionskühlanlage (Kühlturbine)	– mit Pneumatik – Luft oder – Mischen von Kaltluft und Heißluft (Temperaturregelung)
	Groß- raum	Zapfluft	45 PSI _g geregelt	≈ 180°C (geregelt)	Expansionskühlanlage aufgrund des großen Kabinenvolumens Kühlen und Heizen mit einer automatischen (Zonen-) Temperaturregelanlage.	– in einigen (Fracht-) Räumen mittels Zapfluft und/oder elektrischer Heizer.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

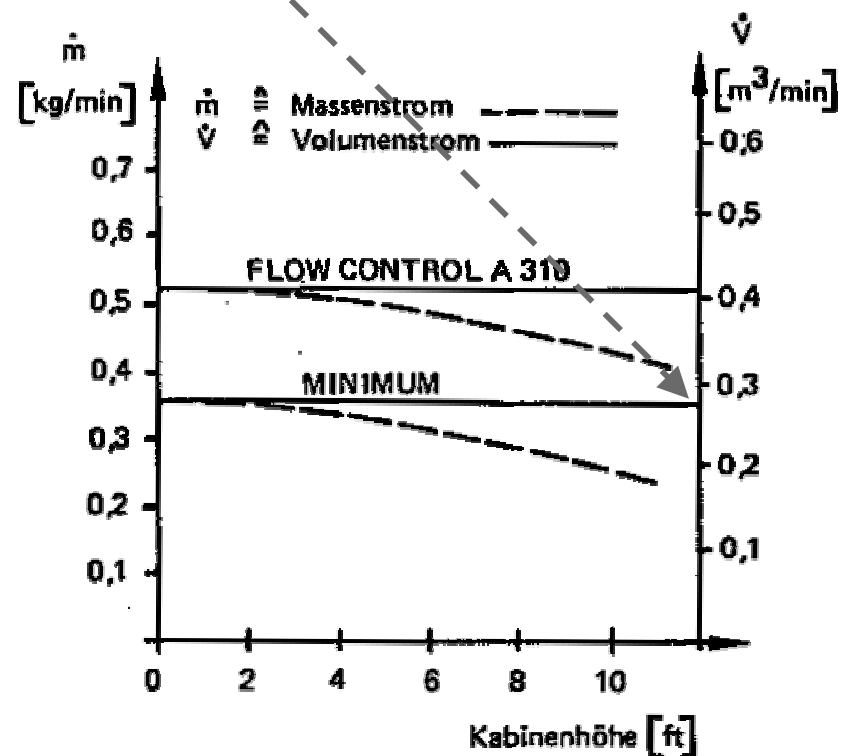
Belüftung und Luftmengenregelventil (flow control valve)

- Nach JAR/FAR 25 müssen pro Person **mindestens 0.283 m³/min Frischluft** zur Verfügung gestellt werden.
- Praktische alle Verkehrsflugzeuge stellen deutlich mehr Frischluft zur Verfügung.



- Der Volumenstrom soll möglichst konstant sein.
- Zu hohe Volumenströme erzeugen zu hohe Luftgeschwindigkeiten in der Kabine und damit Zugerscheinungen.
- Mit der Kabinenhöhe nimmt die Dichte ρ der Kabinenluft ab und damit der Massenstrom, wobei der aber Volumenstrom konstant bleibt.

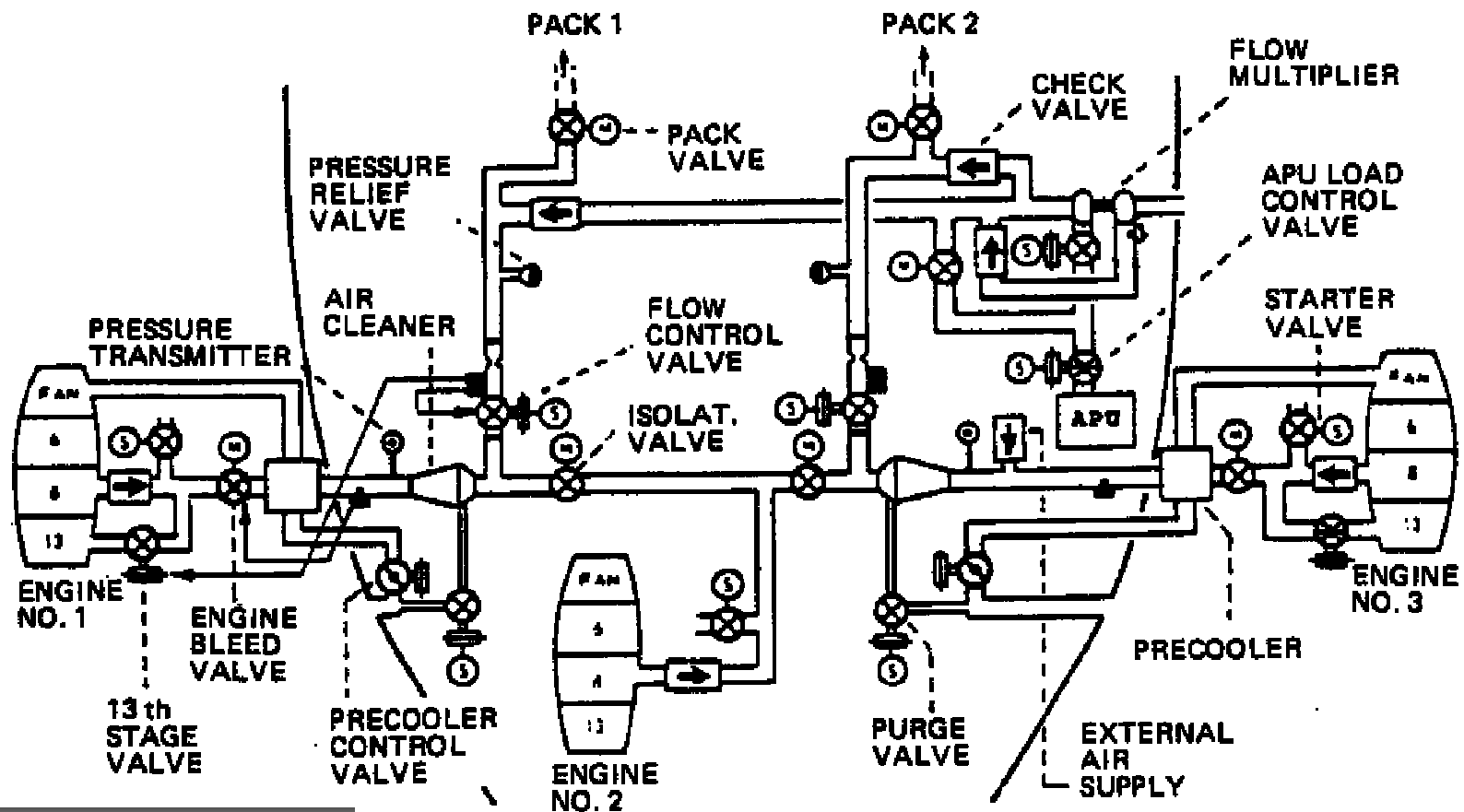
$$\dot{m} = \rho \cdot \dot{V}$$



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

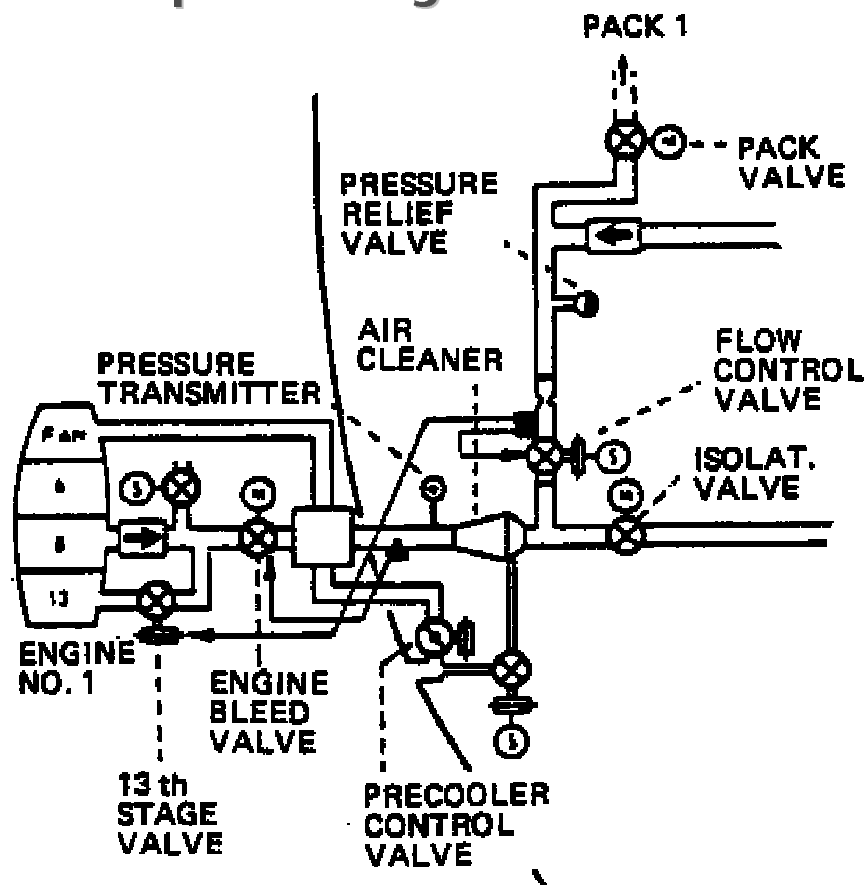
Die Zapfluftanlage

3-motoriges Flugzeug mit 3 Triebwerken, 1 APU und 2 Klimapacks



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Die Zapfluftanlage



Die Abzapfung erfolgt je nach Triebwerksdrehzahl von einer vorderen (hier 8.) oder einer hinteren Verdichterstufe (hier 13.).

Die Umschaltung erfolgt durch Messung des Volumenstroms in einer Venturidüse.

Der höhere Druck schließt dann das Rückschlagventil vor der 8. Stufe.

Die Zapfluft wird durch Fanluft gekühlt

Die Kühlluftmenge kann geregelt werden und geht schließlich in die Atmosphäre

Die Zapfluft wird von Schmutz gereinigt.

Die Zapfluftmenge wird geregelt und zum Klimapack geführt

Ein Überdruckventil sichert die Anlage

Über Ventile bzw. Rückschlagventile kann Zapfluft zu anderen Packs abgegeben oder aufgenommen werden.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Video

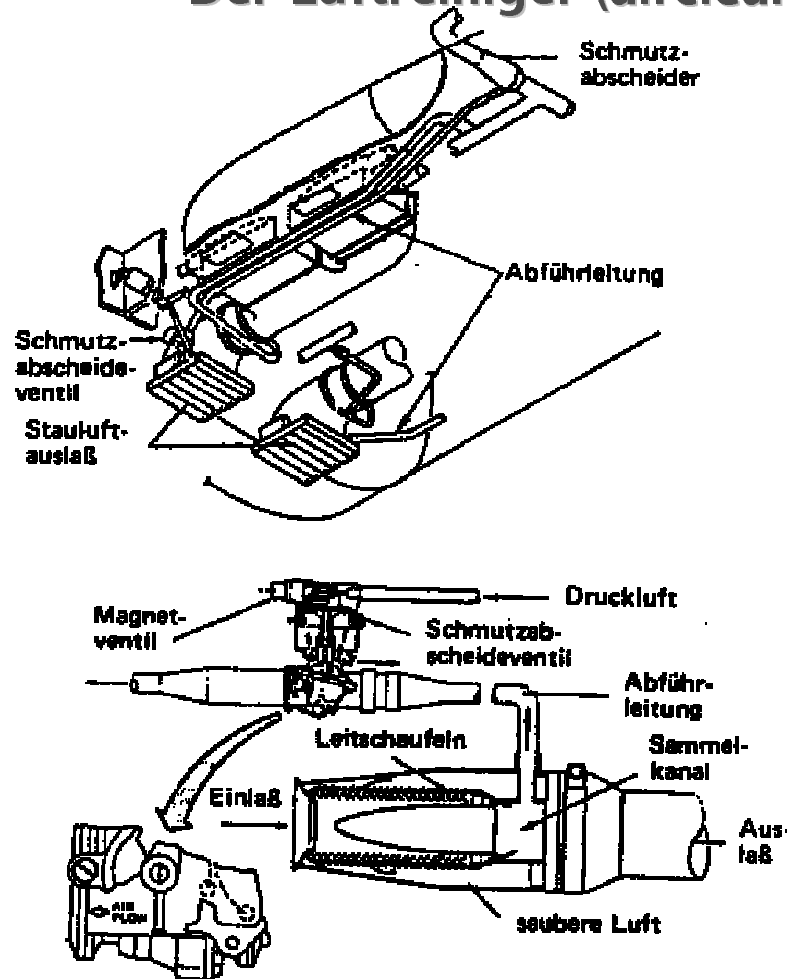
„Pneumatic System“ am Beispiel Boeing B737



Abspielzeit: 6' 26"

Proj. Dr.-Ing. Willy J.G. Braunling

Der Luftreiniger (aircleaner) am Beispiel Boeing B 737

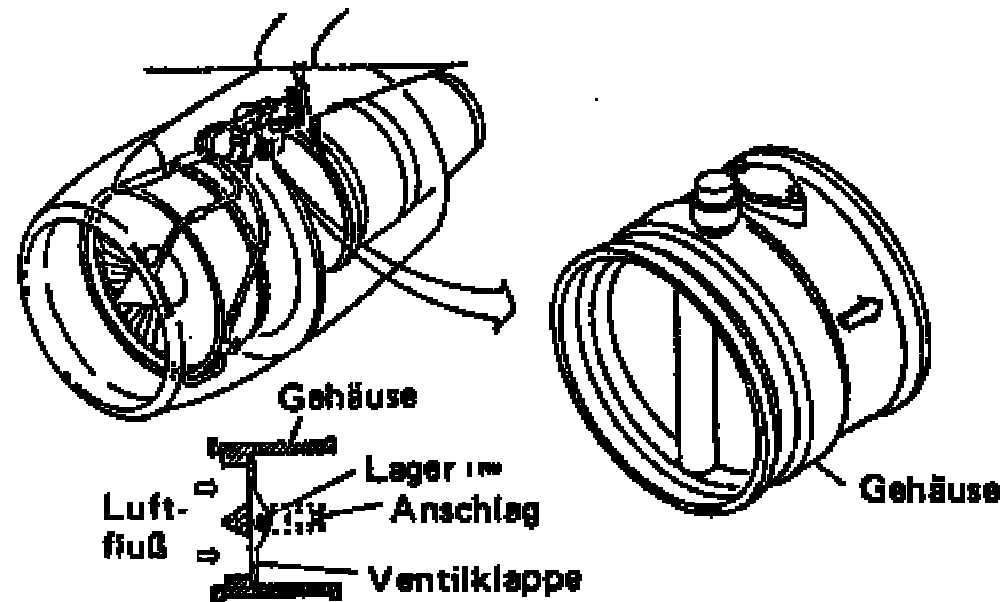


- Einsatz nur am Boden und in niedrigen Flughöhen, oder immer dann, wenn von den Triebwerken Schmutz angesaugt werden kann.
- Die Zapfluft tritt zentral in den Luftreiniger ein, in dem sich ein Kegel mit umschlossenen Luftleitschaufeln befindet.
- Durch die Richtungsänderung der Luft in den Leitschaufeln fallen die Schmutzteilchen aus, sammeln sich in einem ringförmigen Sammelkanal am Ende des Kegels.
- Mit Druckluftunterstützung wird der Schmutz dann bei geöffnetem Schmutzabscheideventil „overboard“ geblasen.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Das Rückschlagventil (check valve) am Beispiel Boeing B 757

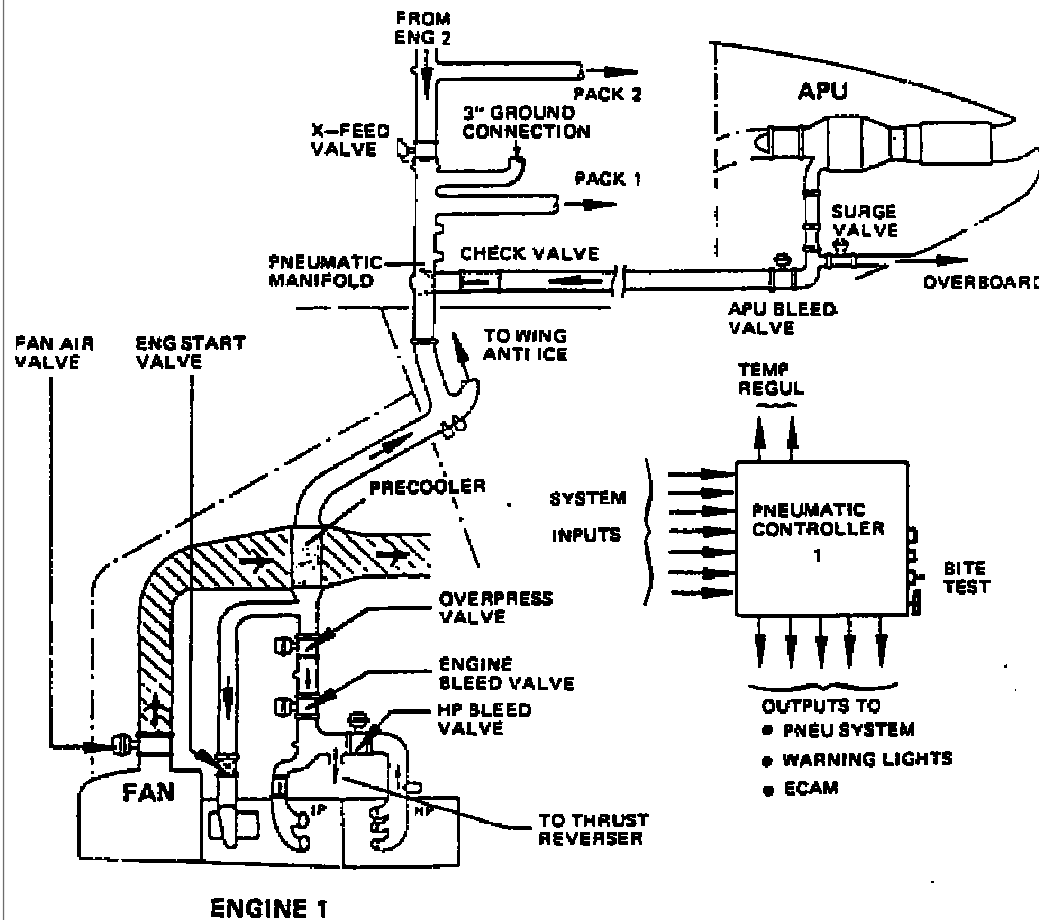


- Das „check valve“ soll das Eindringen von Luft in die „kleinere“ Verdichterstufe verhindern, wenn die „große“ Verdichterstufe die Zapfluft bei niedrigeren Drehzahlen liefert.
- Das „check valve“ besteht aus 2 Klappen, die unter Schwerkraft offen nach unten hängen.
- Bei genügend hohem Druck auf der Zuströmseite schließen die Klappen und sperren so den Durchfluss.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



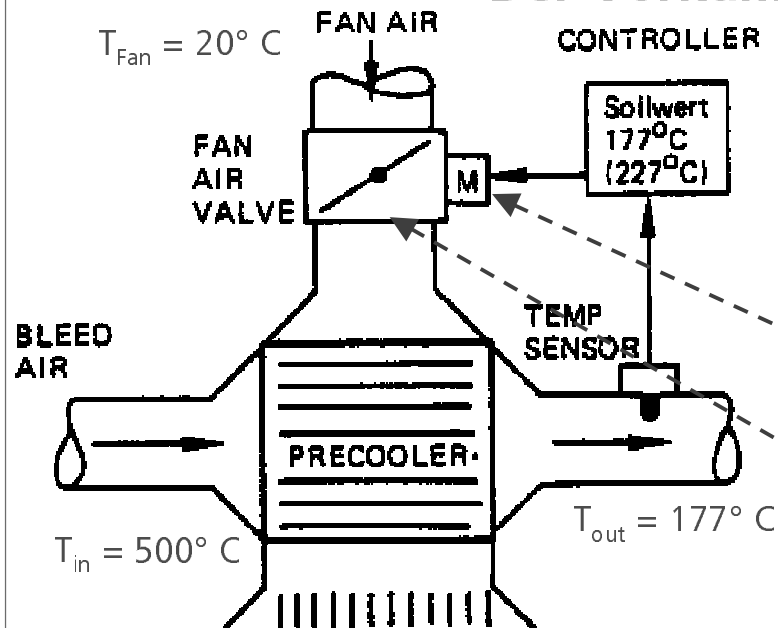
Das Zapfluftschema des Airbus A310



- Zapfluft wird hier aus der 8. bzw. 14. Verdichterstufe entnommen
- Ein „engine bleed valve“ regelt den Zapfluftdruck auf 45 psi (3 bar)
- Ein „overpressure valve“ schützt die nachfolgende Anlage vor Überdruck
- Ein „precooler“ kühlt die Zapfluft mit Fanluft auf 177°C bzw. auf 227°C (bei eingeschaltetem „anti-icing“) ab
- Die Temperaturregelung erfolgt über einen pneumatischen Regler, der das „fan air valve“ verstellt
- Die Kühlluft vom Fan geht „overboard“
- Ein „x-feed valve“ trennt das linke vom rechten Pneumatiksystem.
- Bei APU-Betrieb öffnet das „x-feed valve“, um beide Klimapacks versorgen zu können.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Der Vorkühler des Airbus A310



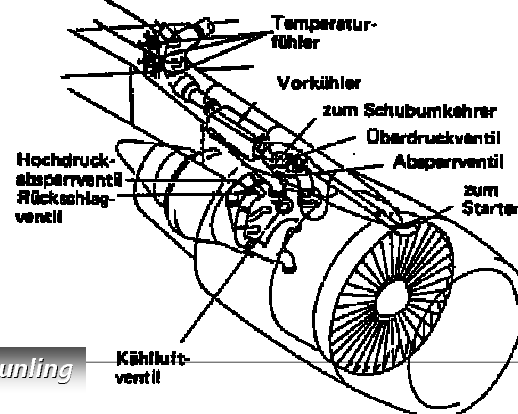
Wärmetauscherwirkungsgrad (Kühlwirkung)

$$\eta_{\text{Hex}} = \frac{T_{\text{in}} - T_{\text{out}}}{T_{\text{in}} - T_{\text{Fan}}} = \frac{500 - 177}{500 - 20} = 0.673$$

d.h. die „bleed air“ (Zapfluft) wird zu 67.3 % auf die Temperatur der Fanluft abgekühlt. In Bodennähe (höhere Fanlufttemperatur) können Wirkungsgrade von bis zu 94 % erreicht werden.

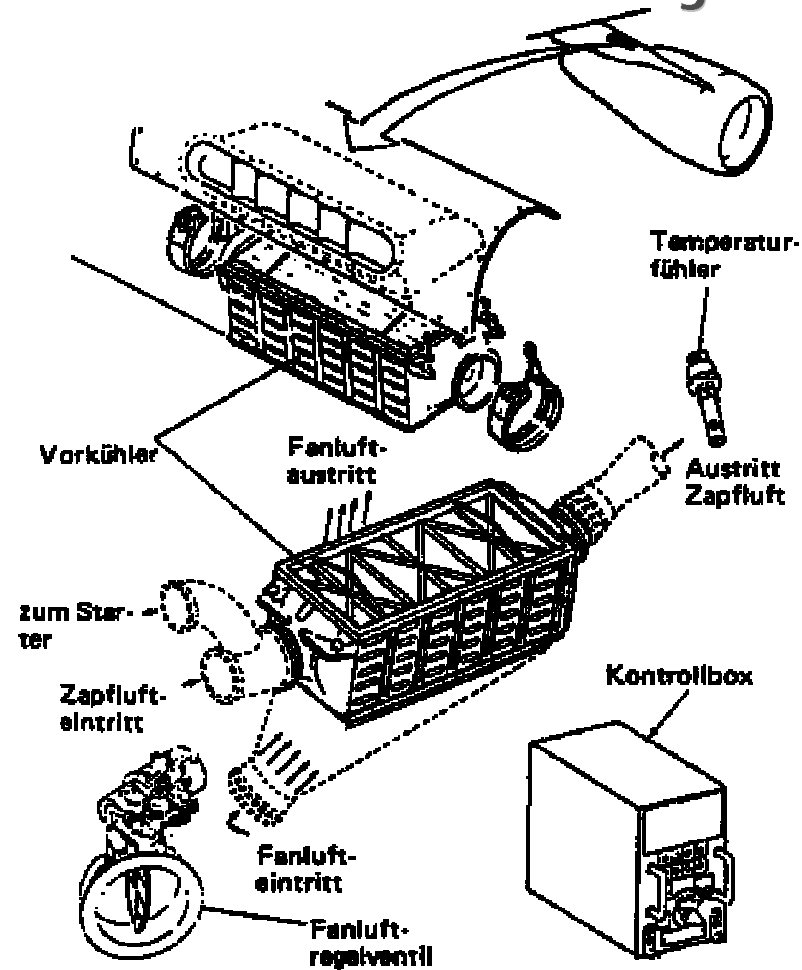
Das Fanluftventil selbst arbeitet pneumatisch, wird aber elektrisch über einen sog. „Torque-Motor“ angesteuert.

Das Fanluftventil sitzt direkt oberhalb des Triebwerks. Der Vorkühler dagegen befindet sich wegen seiner Größe innerhalb des Triebwerkpylons.



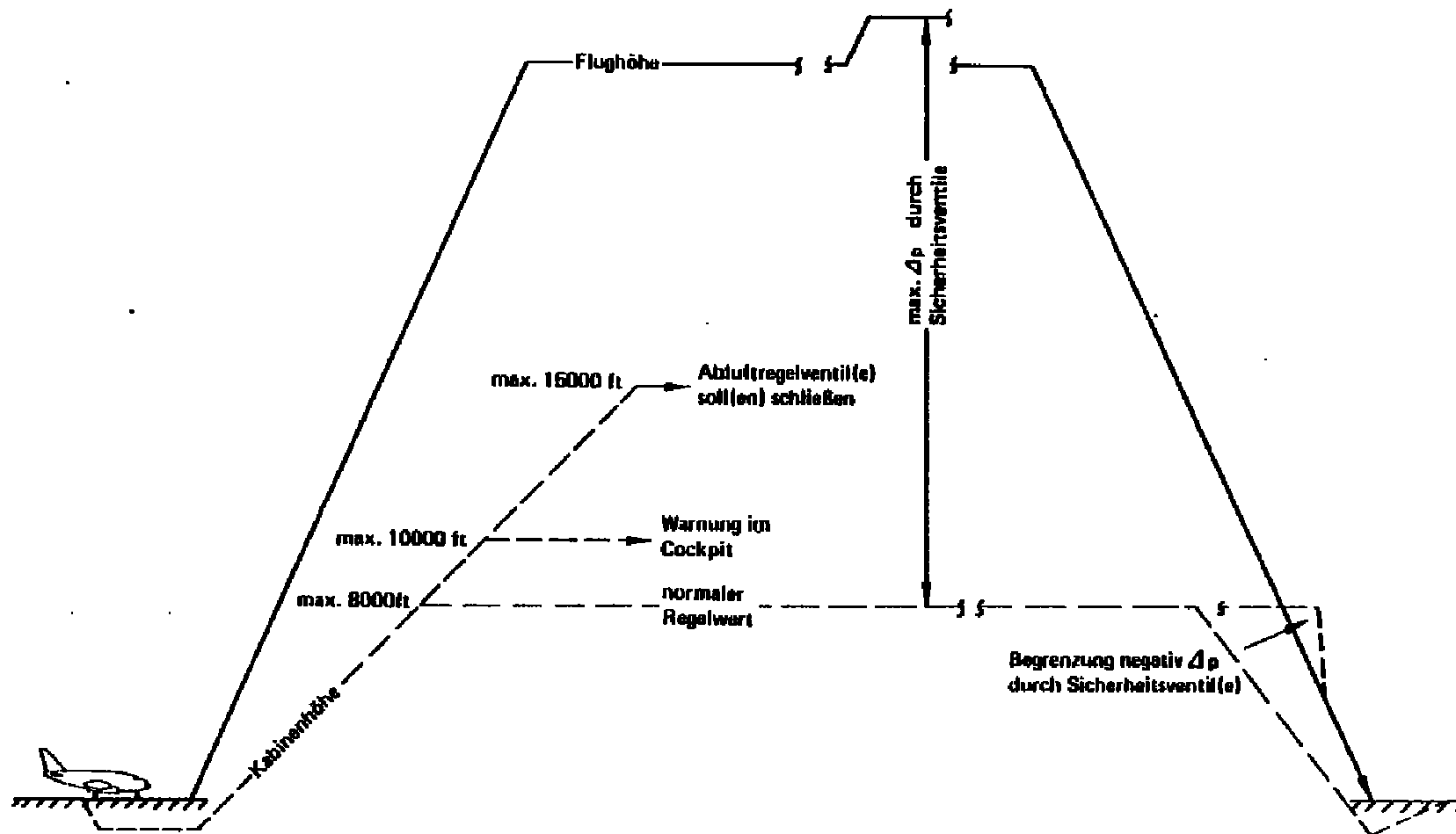
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Der Vorkühler der McDonnell-Douglas MD 11



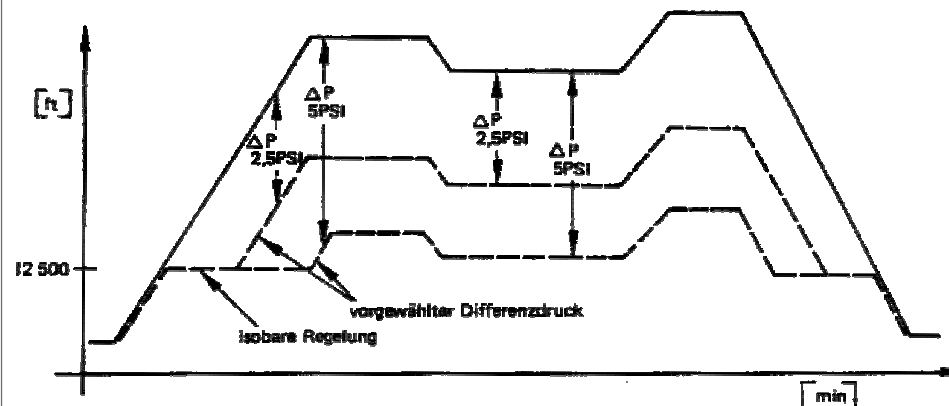
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Vorschriften zur Druckregelanlage nach JAR/FAR 25



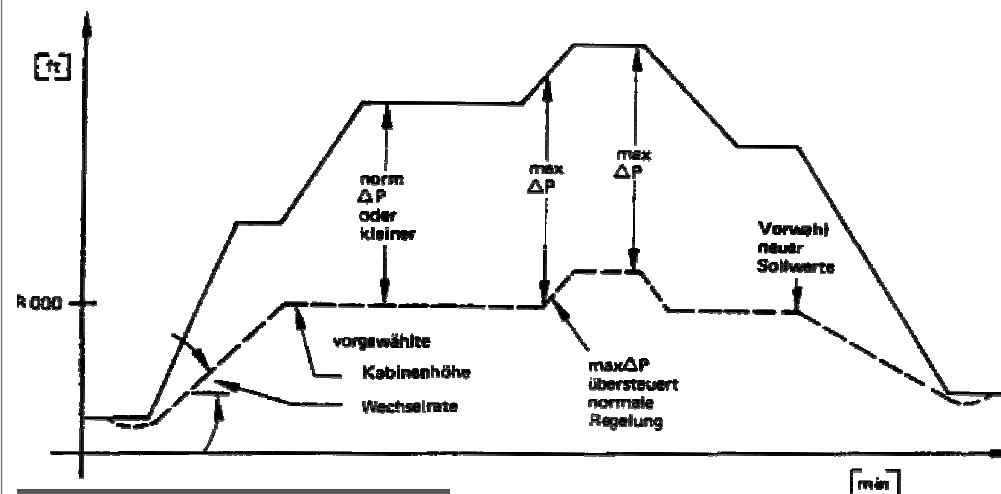
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Generelle Möglichkeiten der Druckregelung



Differenzdruckregelung

- nur für militärische Flugzeuge
- oberhalb von 12500 ft kann wahlweise auf zwei Differenzdruckwerte geregelt werden
- Sinn und Zweck: bei Beschuss kommt es nicht zum Bersten der Druckkabine

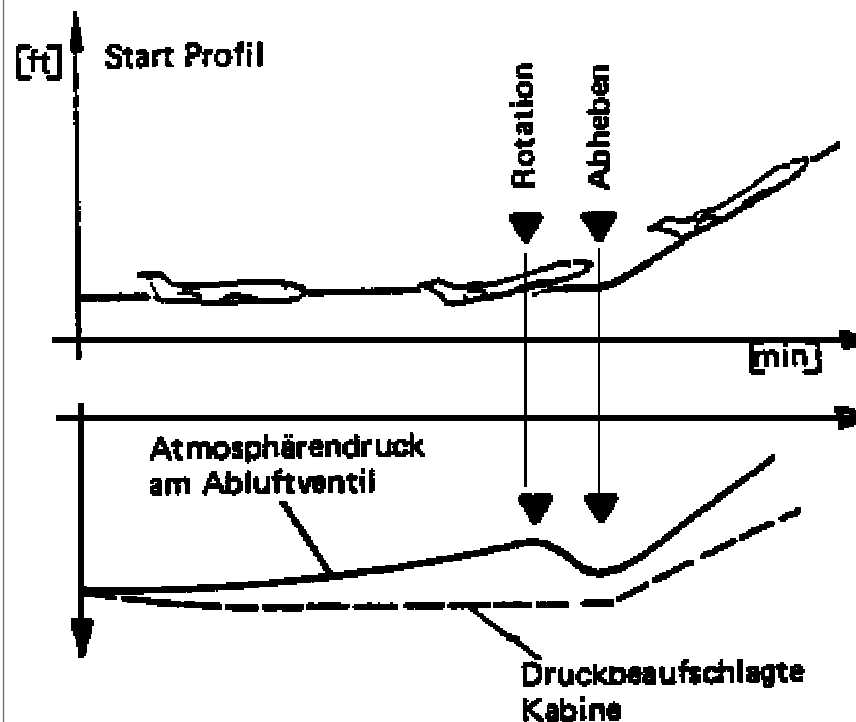


Kabinendruckhöhenregelung

- für praktisch alle Verkehrsflugzeuge
- der höchste zulässige Wert der Kabinendruckhöhe ist 8000 ft
- nur nach Erreichen eines $\max \Delta p$ zieht die Kabine aus Sicherheitsgründen (Bersten) nach
- Beim Starten und Landen wird sog. Vordruck aufgebaut

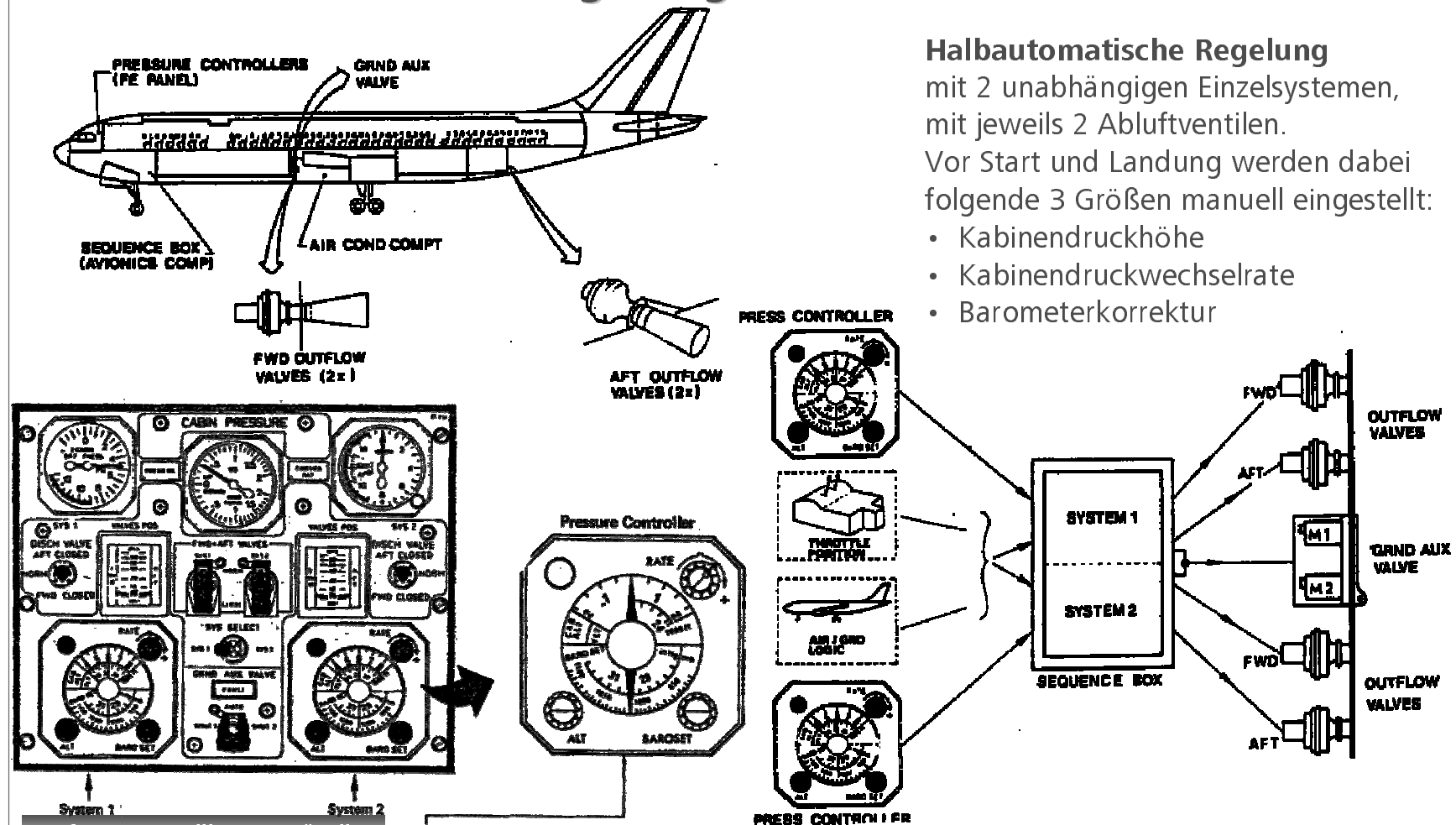
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Begründung des Vordruckaufbaus beim Starten und Landen

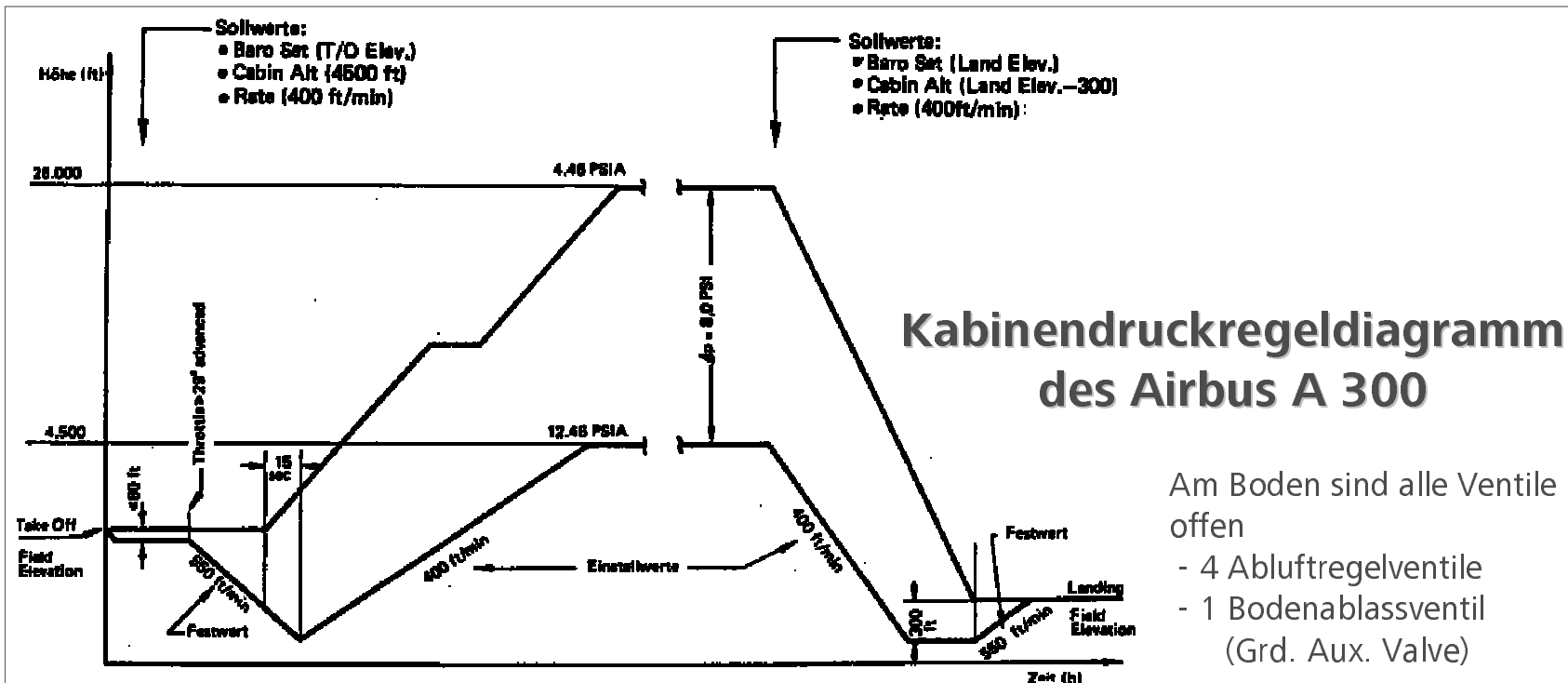


- Die Landebahn wird „künstlich auf 200 bis 400 ft unter Platzhöhe gebracht, was einem Überdruck in der Kabine von 0.125 bis 0.200 psi entspricht.
- Der Wert ist begrenzt, um beim Startabbruch Türen und Notausstiege leicht öffnen zu können.
- D.h. die Druckanlage baut vor dem Start einen positiven Differenzdruck auf, so dass das Abluftventil in Drosselstellung fährt.
- Plötzliche Änderungen des Außenluftdrucks, besonders bei der Rotation, wirken sich so gedämpft oder gar nicht in der Kabine aus, im Vergleich zu dem Fall voll geöffneter Abluftventile.
- Durch den Vordruckaufbau erreicht man gleichzeitig auch ein gewisses „Setzen“ der Kabinentüren und einen möglichen Staudruckeinfluss auf Türen und Schiebefenster im vorderen (konischen) Rumpfbereich.

Kabinendruckregeldiagramm des Airbus A 300



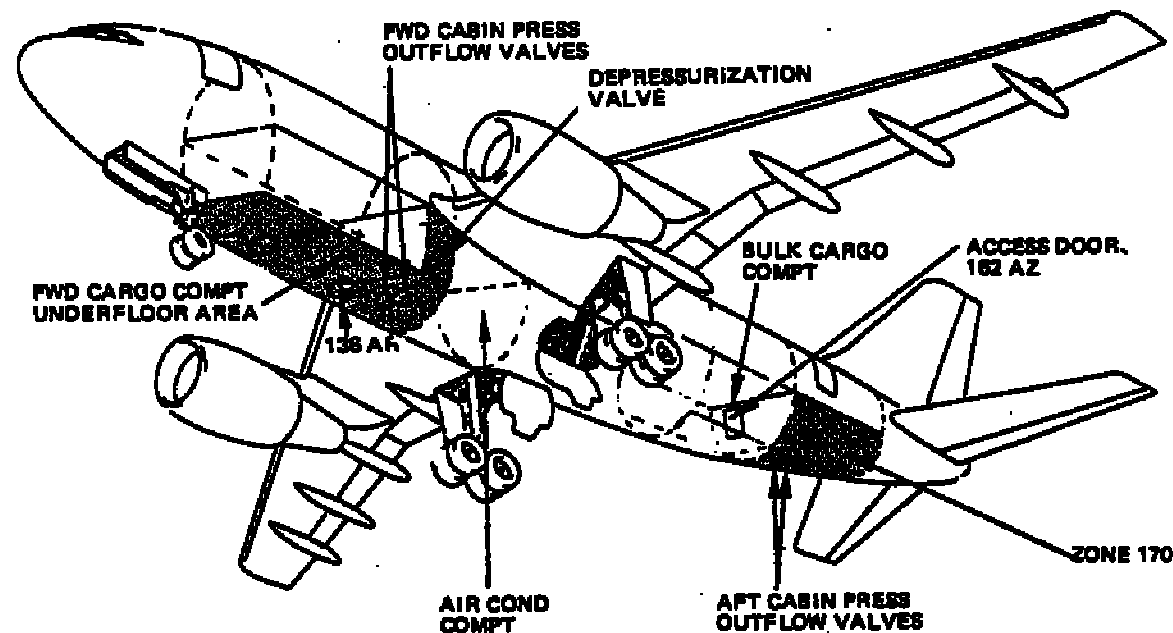
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



- Erst wenn der Schubhebel in Take-Off-Position ist, beginnt der Vordruckaufbau, wobei die Kabine mit 550 ft/min nach unten fährt und so positiven Differenzdruck aufbaut.
- 15 Sekunden nach dem Abheben regelt die Anlage mit den 2 zugehörigen Abluftventilen des jeweiligen Systems auf die eingestellten Werte.
- Vor der Landung wird der Regler auf die Landeplatzhöhe eingestellt. Die Anlage regelt den Kabinendruck bei der Landung auf 300 ft unter Platzhöhe. Im Augenblick des Aufsetzens werden alle Ventile geöffnet und ein Druckausgleich herbeigeführt.

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

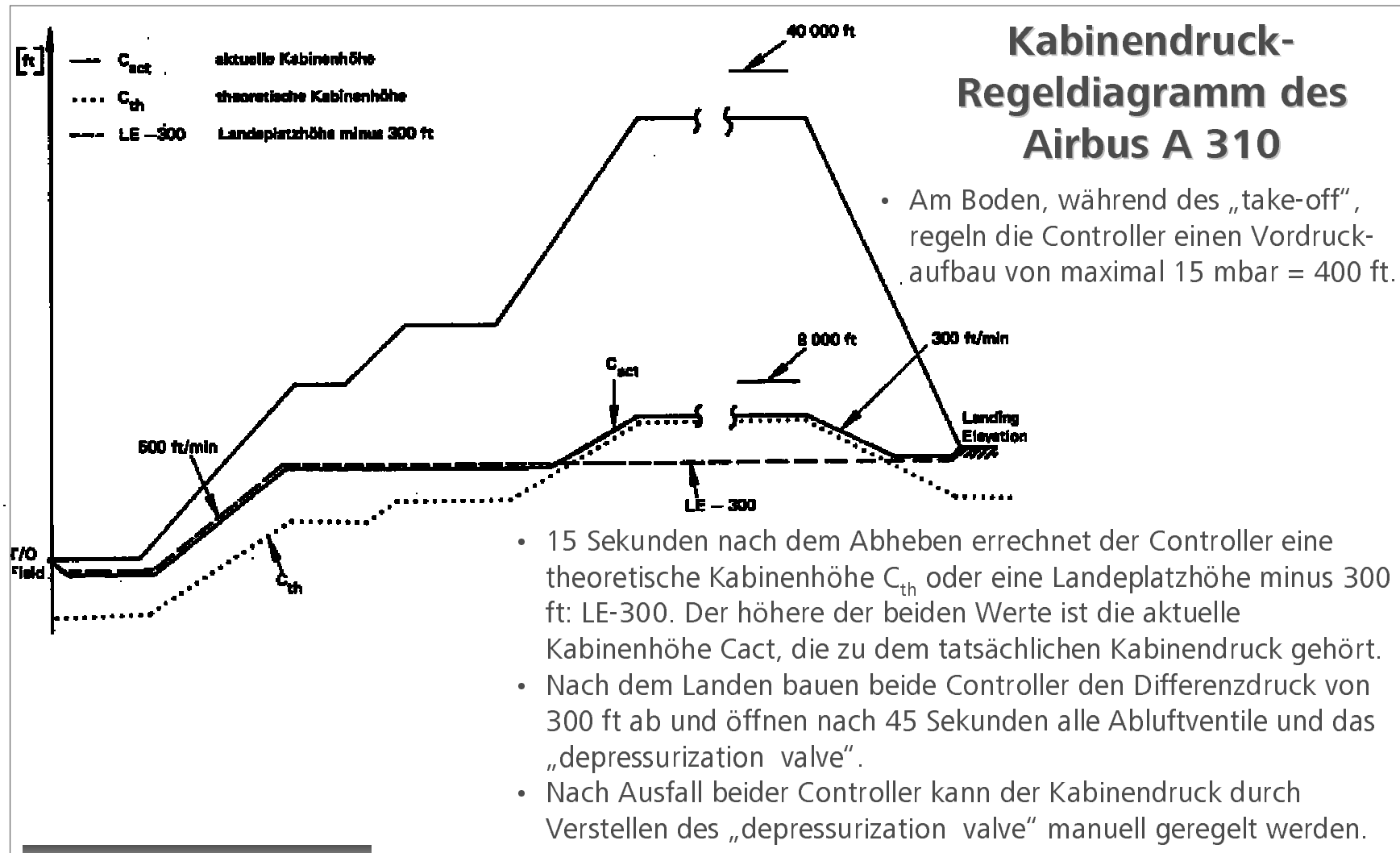
Kabinendruckregelung des Airbus A 310



Vollautomatische Regelung

mit 2 unabhängigen Einzelsystemen, mit jeweils 2 Abluftventilen.
Vor Start und Landung praktisch nur 1 Größe manuell eingestellt:

- Landesplatzhöhe, also die Höhe für das Ende des Fluges
- die Barometerkorrektur wird vom Höhenmesser übernommen

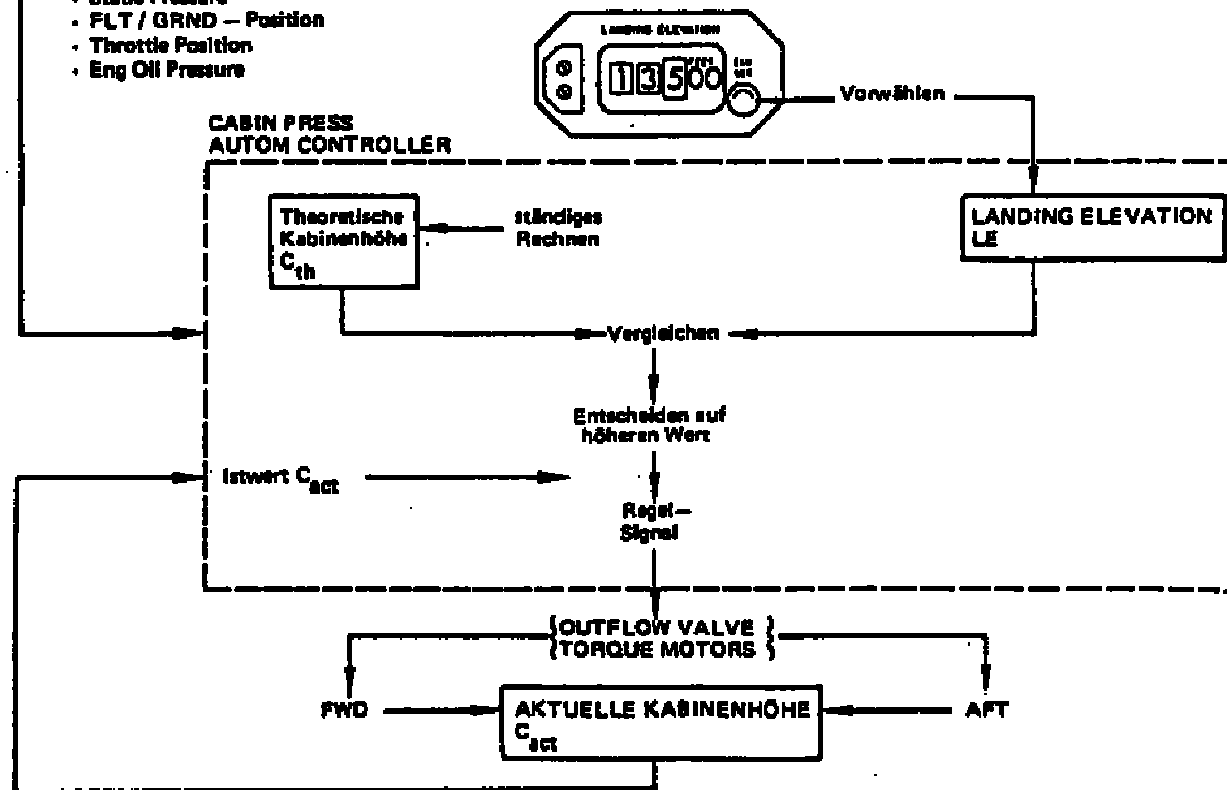


Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Regelkonzept der Druckregelung des Airbus A 310

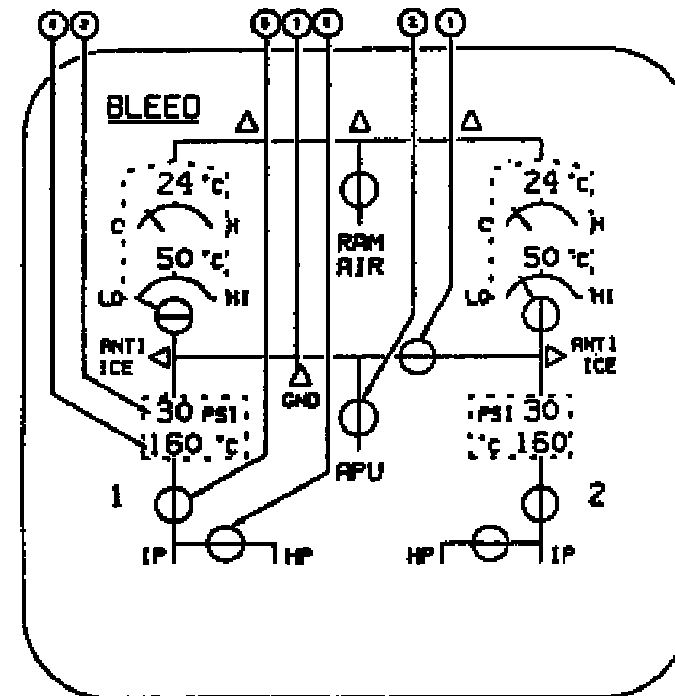
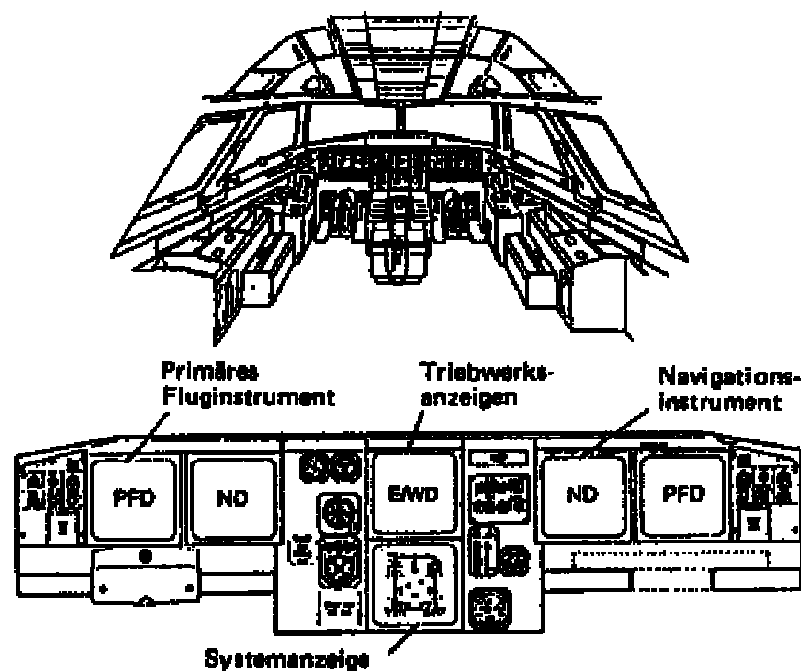
Eingangssignale in jeden Controller

- Landing Elevation
- Baro Correction
- Cabin Rate Selection
- Cabin Pressure
- Static Pressure
- FLT / GRND – Position
- Throttle Position
- Eng Oil Pressure



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

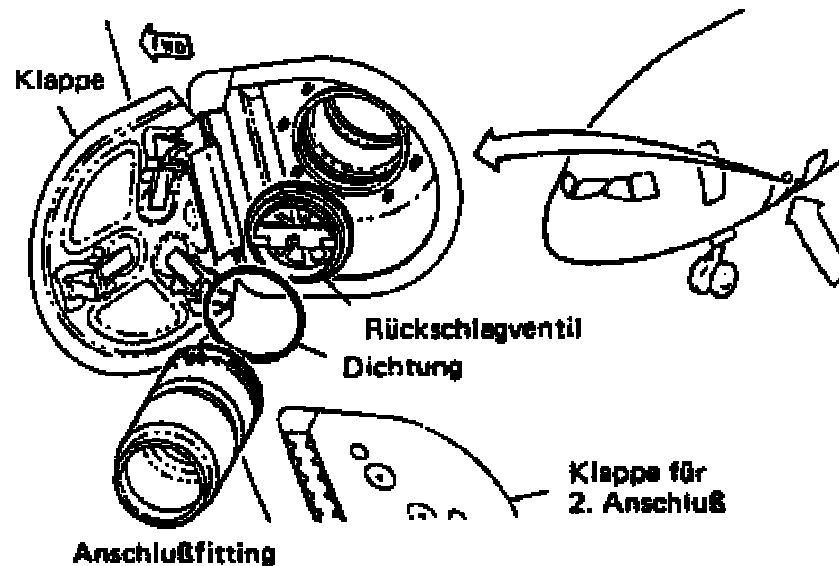
Systemanzeige der Pneumatik des Airbus A 320



Anzeige für:

- 1 — die Stellung des Isolierventils
- 2 — die Stellung des Luftversorgungsventils der APU
- 3 — den Druck in der Vorkühlanlage
- 4 — die Auslaßtemperatur der Vorkühlanlage
- 5 — die Stellung des Druckregelventils
- 6 — die Stellung des Hochdruckabsperrentils
- 7 — die Bodenversorgung

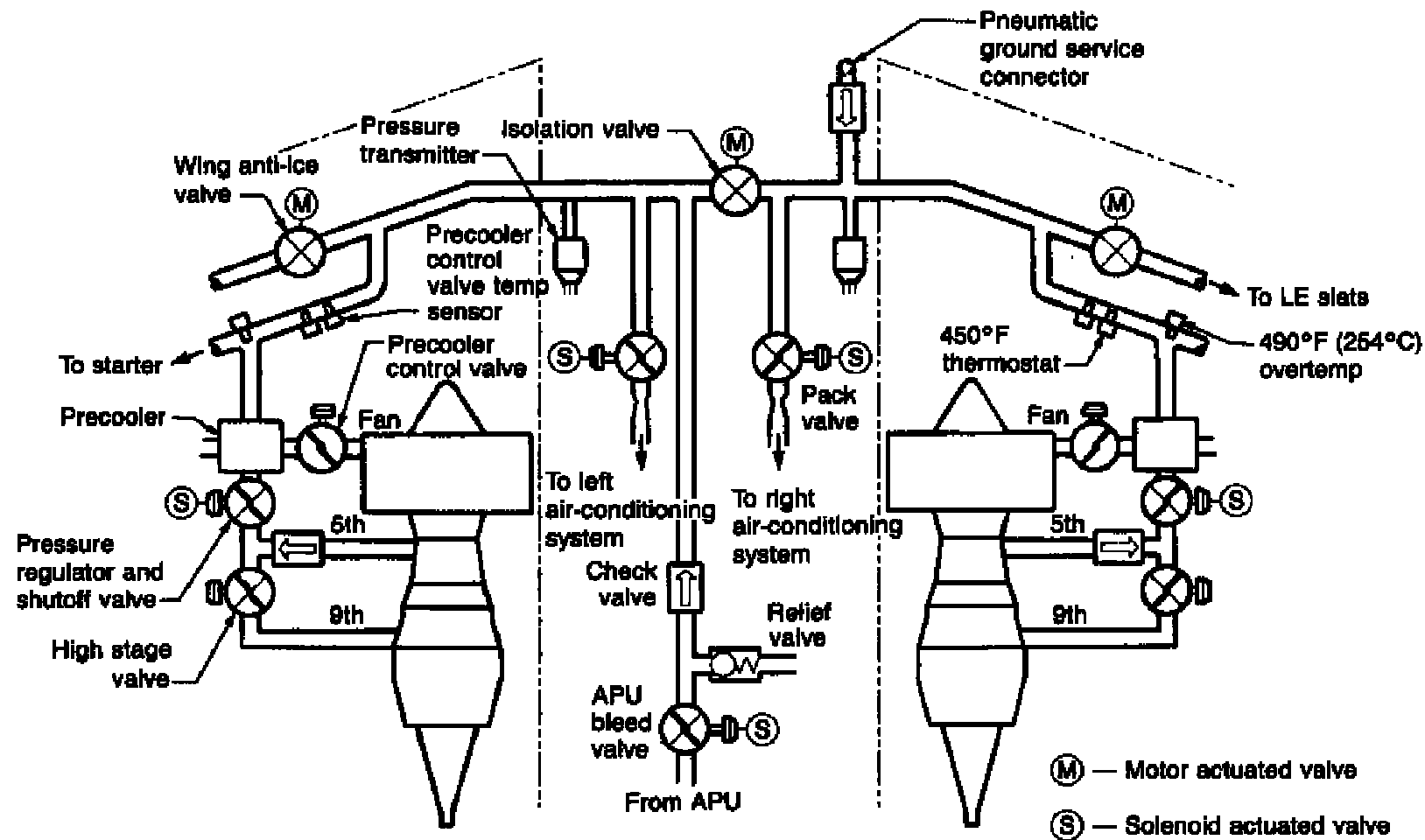
Bodenanschluss der McDonnell-Douglas DC10



- Um eine Belieferung der Luftversorgungsanlage vom Boden aus vornehmen zu können, sind genormte Bodenanschlüsse vorgesehen, deren Anzahl zwischen 1 und 3 Anschlüssen – je nach Flugzeuggröße – schwankt.
- Die Anschlussdurchmesser sind auf 3" (≈ 100 mm) genormt.
- Da eine direkte Verbindung zu den Luftversorgungsanlagen besteht, muss jeder Anschluss mit einem Rückschlagventil (check valve) ausgerüstet sein.

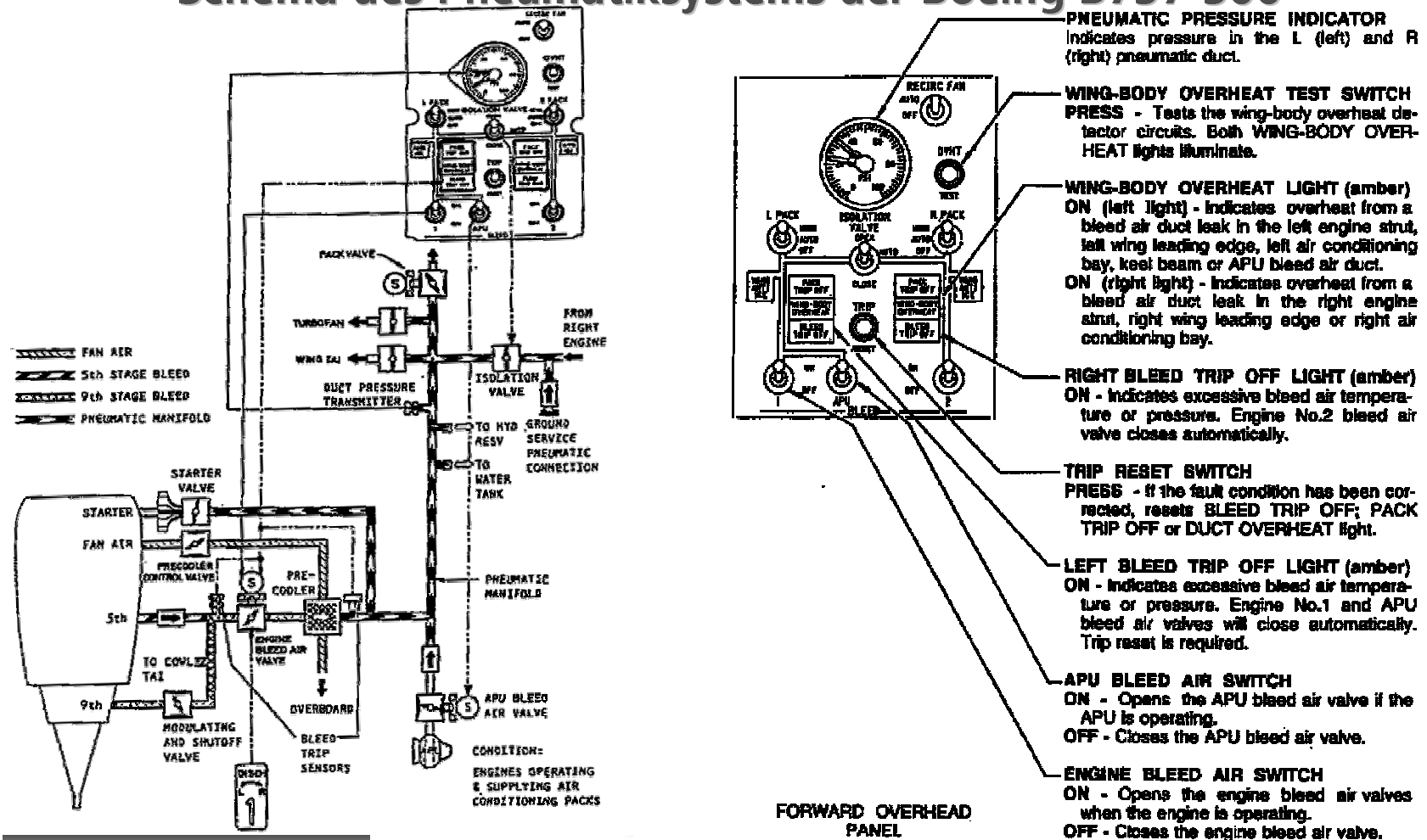
Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Schema des Pneumatiksystems der Boeing B737-300



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Schema des Pneumatiksystems der Boeing B737-300



Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling

Video

„Pressurization“ am Beispiel Boeing B737



Abspielzeit: 9' 40"

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



ENDE

Pneumatikanlage und Kabinendruckregelanlage

Prof. Dr.-Ing. Willy J.G. Bräunling



Systemintegration

DGLR-Seminar "Flugzeugkabine und Kabinensysteme"

21. - 23.09.2004

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004 in Dresden

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Prof. Dr.- Ing. Dieter Scholz, MSME

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

E- mail: info@ProfScholz.de
Internet: <http://www.ProfScholz.de>

- Einleitung
 - Definitionen
 - Integrationsaufgaben
 - Integrationstechniken
- Integration der Mitarbeiter
- Integration von Firmen
- Integration von Kapital
- Integration von Standorten
- Integration der Zulieferer
- Prozesse und Techniken der Systemintegration
 - Business Process, Milestones, Concurrent Engineering, Requirements Engineering
 - Simulation, Test Rigs, EMU
 - Integration von Rohren und Kabeln
- Literatur und Vorschriften (Airbus)
- Literatur und Vorschriften der Systemintegration
- Integrationsbeispiel: Vom Kundenwunsch zur Modifikation

- Definition „**System**“:

Eine System ist eine abgegrenzte Anordnung von aufeinander einwirkenden Gebilden. Die Anordnung wird durch eine Hüllfläche von ihrer Umgebung abgegrenzt. Durch die Hüllfläche werden Verbindungen des Systems mit seiner Umwelt geschnitten.

Definition „**Integration**“ (Duden):

- 1.) Herstellung einer Einheit aus Differenziertem;
Vervollständigung
- 2.) Einbeziehung, Eingliederung in ein größeres Ganzes

Definition „**Integration**“ (Brockhaus):

Zusammenschluß, Bildung übergeordneter Ganzheiten

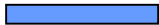
Definition: „**Integration**“ (ARP 4754):

- 1.) The act of causing elements of an item to function together.
- 2.) The act of gathering a number of separate functions within a single implementation.

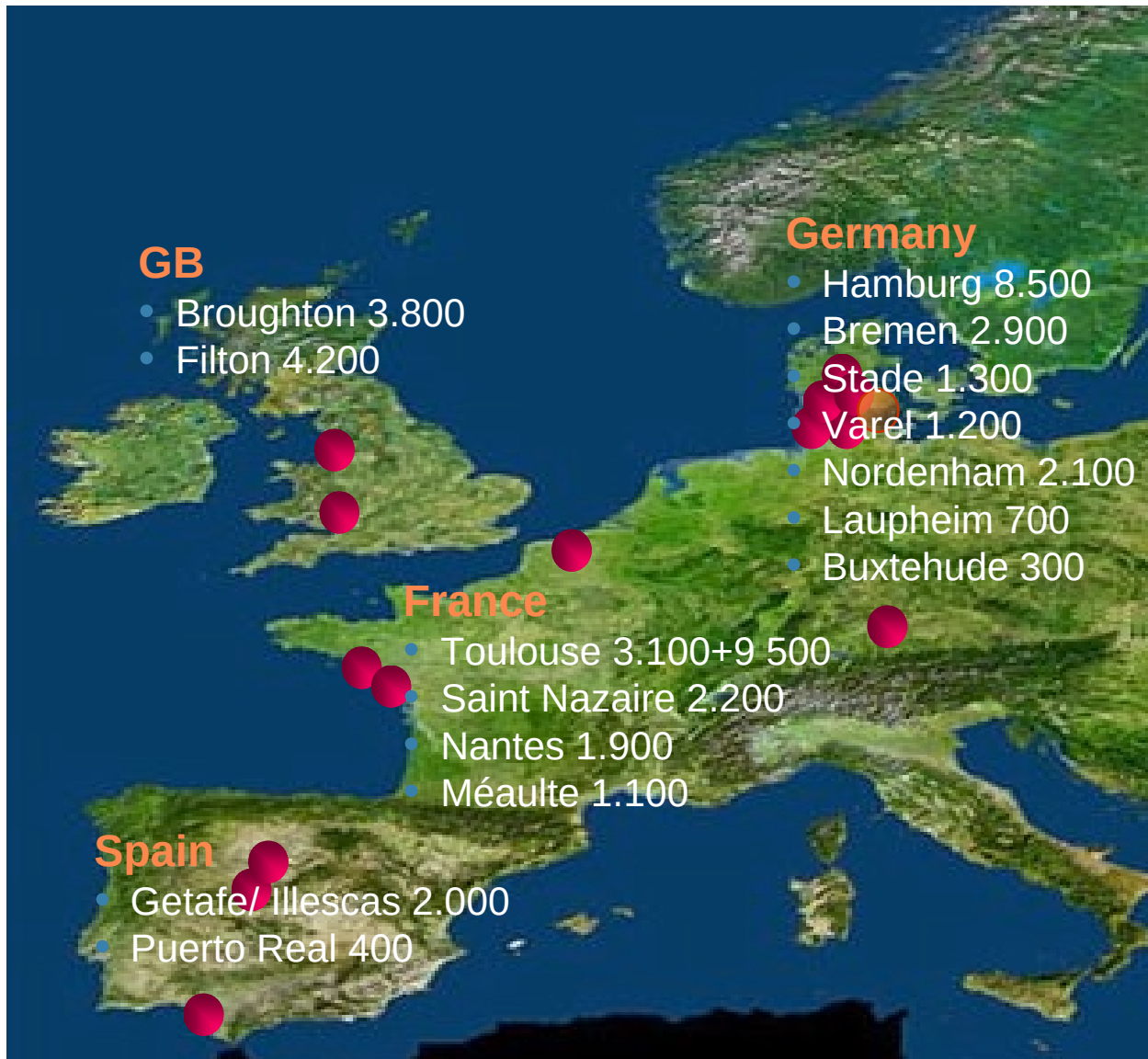
Integrationsaufgaben im Flugzeugbau im Zusammenhang mit ...

- Arbeitskraft, Wissen (Abteilungen, Standorte, Firmen)
- Anforderungen (Requirements-Engineering)
- Zulassung
- Funktionen der Systeme (Integration zur Gesamtfunktion)
- Materialien (Composite-Structuren)
- Komponenten (Baugruppen, Subsysteme, Systeme)
- Informationen (Signalübertragung und -verarbeitung)
- Energien (Bereitstellung, Verteilung, Verbrauch von Sekundärenergie)
- Integration des Produktes Flugzeug in die Welt der Luftfahrt mit den Randbedingungen der Politik, der Airlines, der Flughäfen und der Flugsicherung

Integrationstechniken

- Prozessdefinitionen: **Business Process Map**
- Entwicklungsstrategien: **Concurrent Engineering**
- Überwachung der Anforderungen: **Requirements-Engineering**
- Managementmethoden: **Quality Gates**
- Check der Systemfunktion: **Simulation, Test Rigs, Iron Bird**
- Check des Einbauraumes: **Routing & Ducting: 3D-CAD, Engineering Mock Up (EMU)**
- Masseprognosen
- Zuverlässigkeitsprognosen  **dieses Modul: Systemintegration**
- Prognosen der Wartbarkeit  siehe Modul: Methoden der Systemauslegung
- Kostenprognosen

Integration der Mitarbeiter



AIRBUS Mitarbeiter in Europa

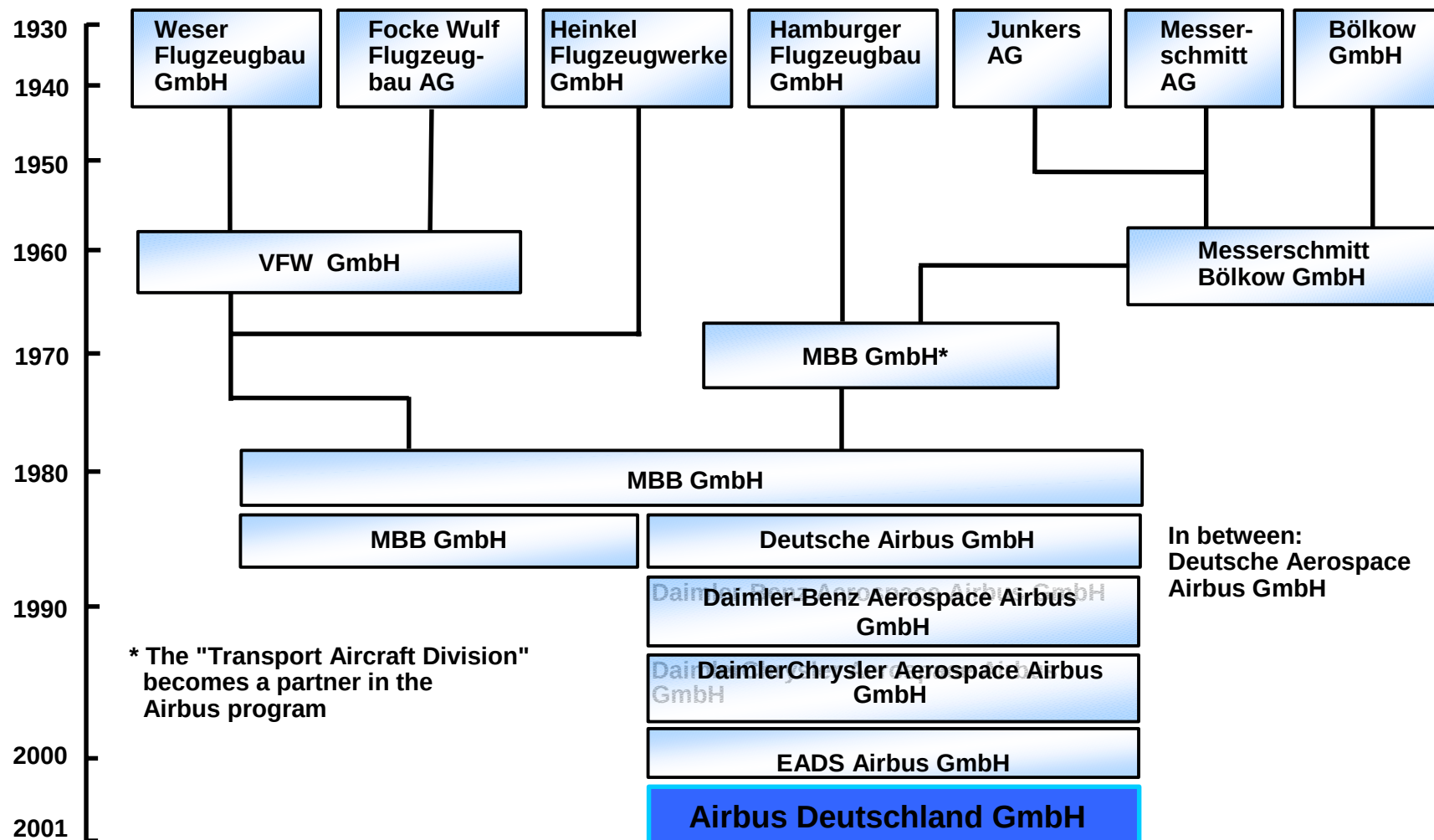
Permanent staff (by 01.01.2002)

• Airbus Deutschland	17.000
• Airbus France	14.700
• Airbus UK	8.000
• Airbus Espana	2.400
• Center	3.100
	45.200

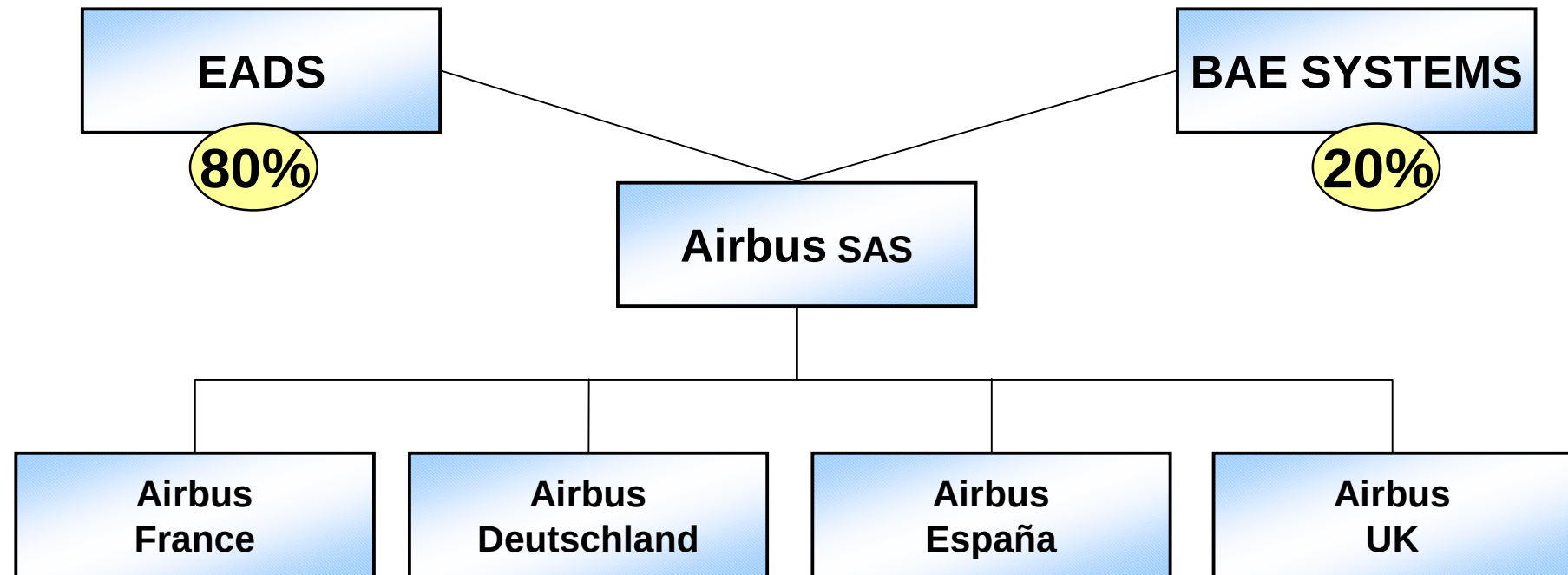
Integration von Firmen



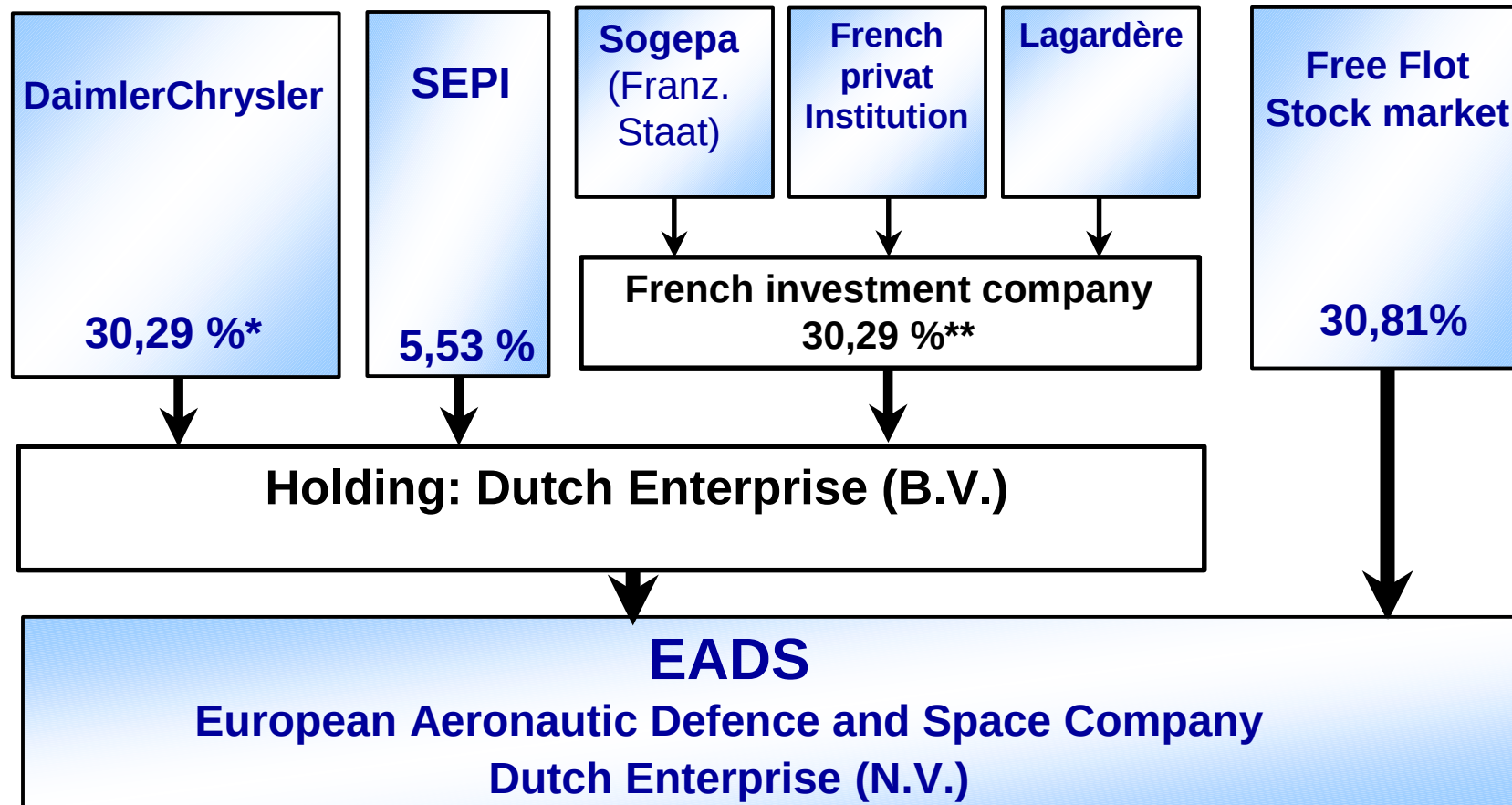
Integration von Traditionsunternehmen



Integration von Kapital



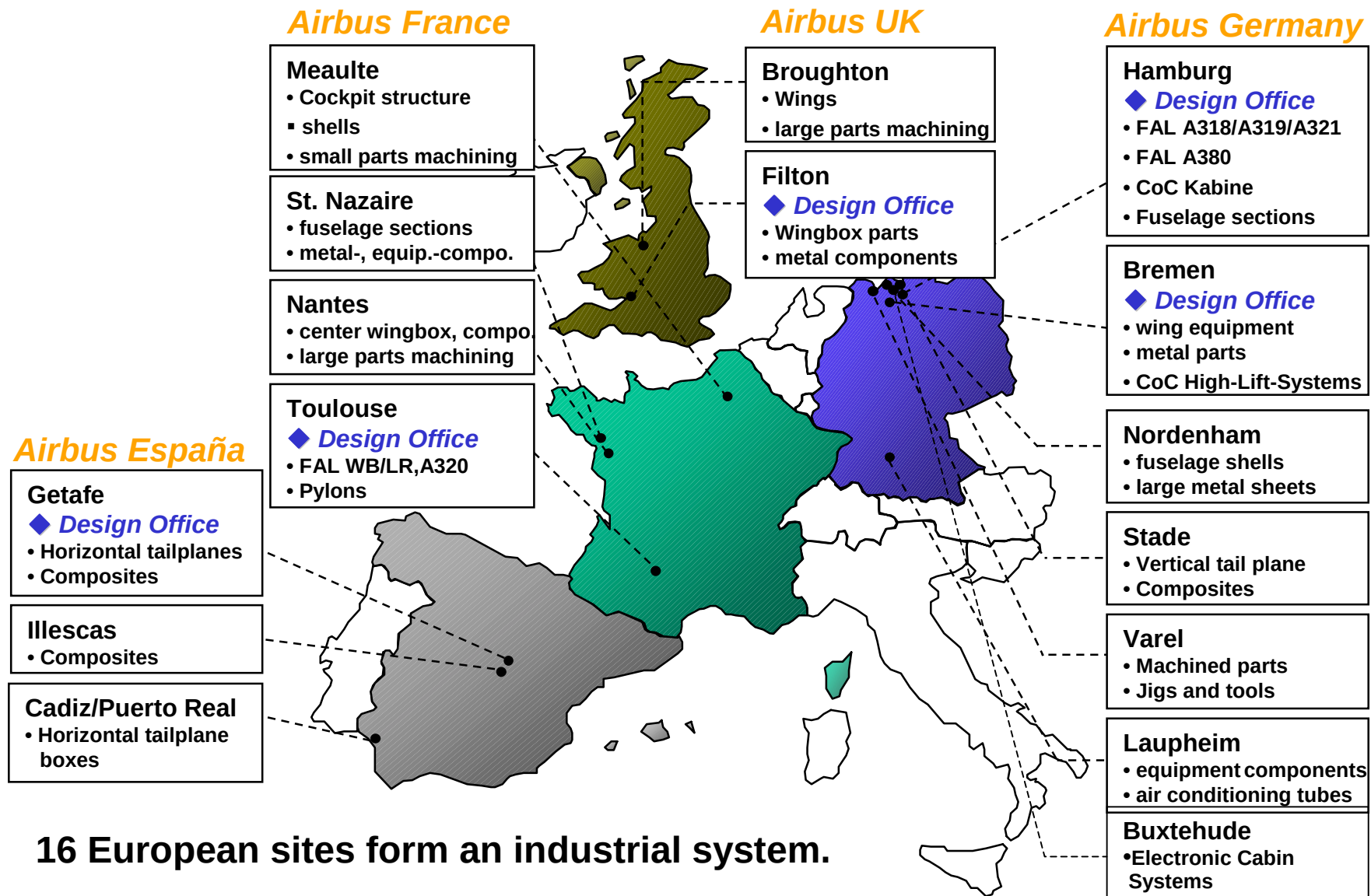
Integration von Kapital

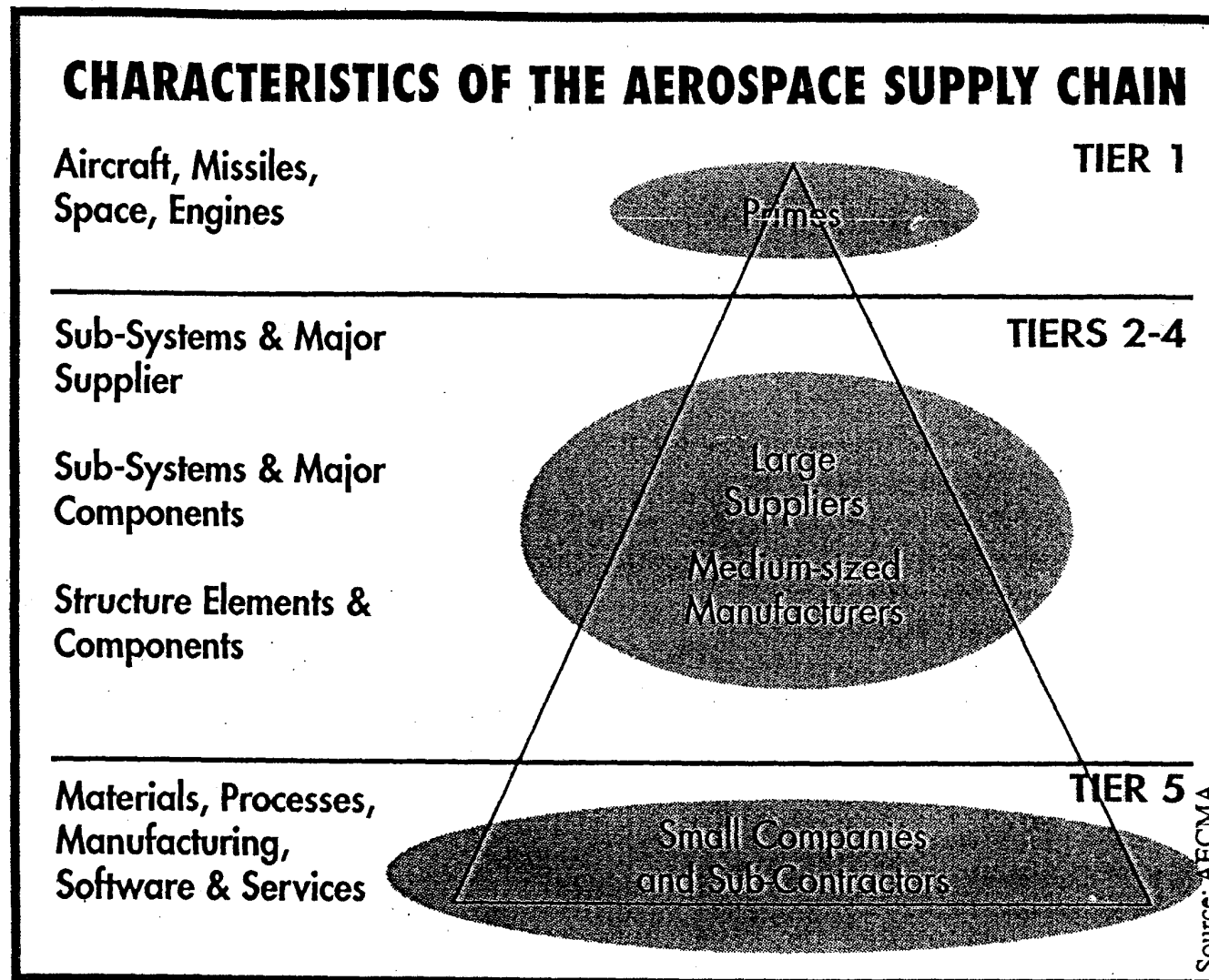


* zzgl. 2,75% DaimlerChrysler Überhanganteile (werden später verkauft)

** zzgl. 0,33% -Französischer Staat

Integration von Standorten





Integration der Zulieferer



AIRBUS

Aircraft Manufacturer

GOODRICH

Honeywell



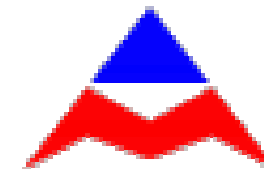
Subcontractor

AOA
apparatebau
gauting



COMTAS

Innovint
AIRCRAFT INTERIOR



Supply Chain



Luft- und raumfahrtorientierte KMUs kann man wie folgt strukturieren:

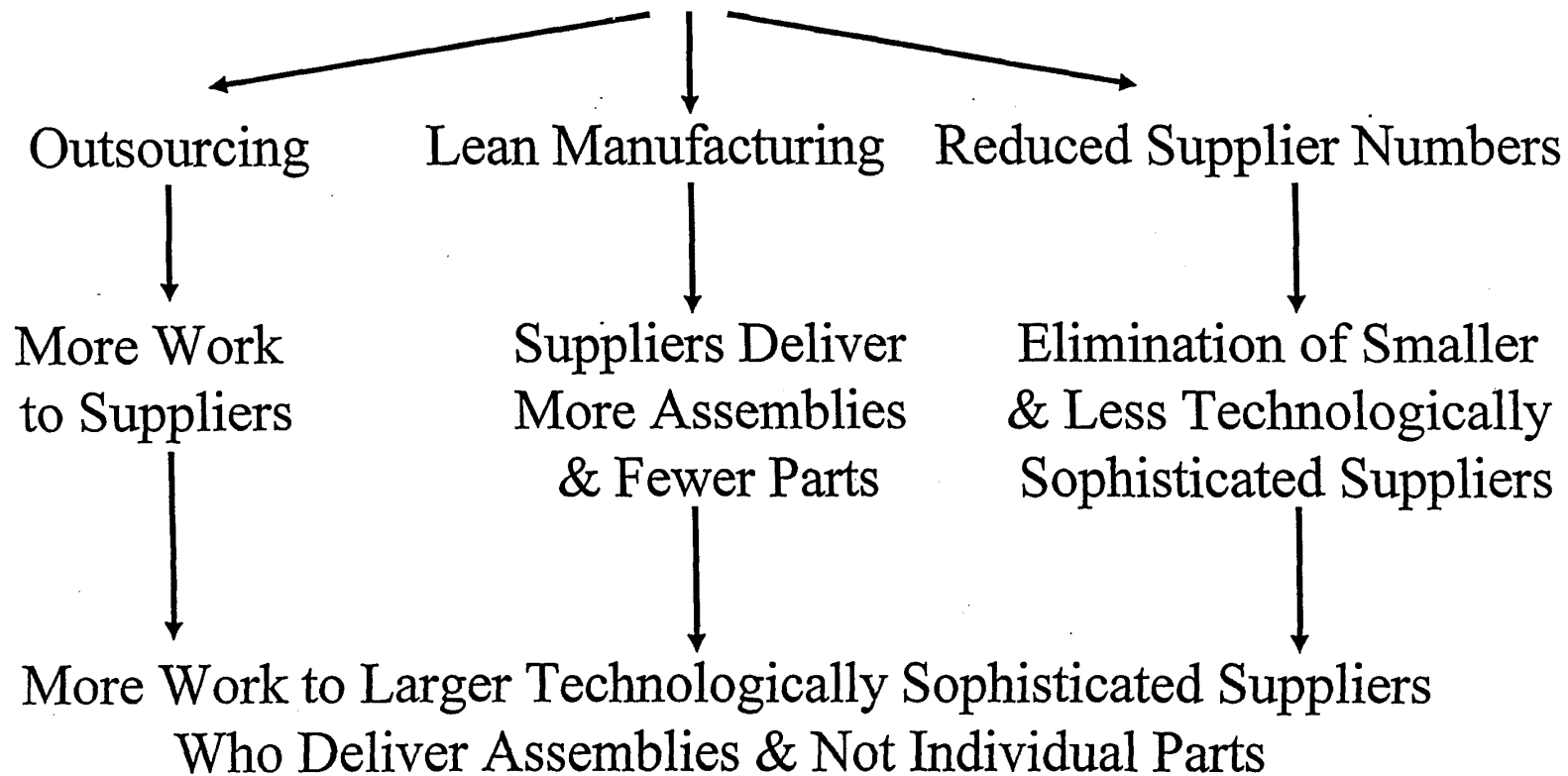
- Entwickler in allen Bereichen der Luft- und Raumfahrtindustrie
- Entwickler in spezialisierten Bereichen mit eigener Fertigung
- Ingenieurbüros
- Fertiger als "verlängerte Werkbank"
- Zulieferer, z.B. Veredelungsprozesse, Rohteile, Rohmaterial
- Handel und Vertrieb
- Consulting, z.B. Projektmanagement, Qualitätssicherung
- Dienstleister, z.B. Technische-Dokumentation, Wartung, Schulung, Logistik

Die Abnehmerseite bilden:

- ☐ Flugzeughersteller (z.B. Daimler-Benz Aerospace)
- ☐ Fluggesellschaften
- ☐ Allgemeine Luftfahrt
- ☐ Flugzeugwerften
- ☐ Flughäfen

KMU:
Kleine und mittlere
Unternehmen

PRESSURE TO REDUCE COSTS



Integration der Zulieferer



Die internationalen Zentren für zivilen Flugzeugbau im Überblick

Merkmal	HAMBURG	Metropolregionen ¹ TOULOUSE	SEATTLE
Einwohnerzahl	3.138.000	650.000	3.131.000
Erwerbsbevölkerung	1.279.000	299.000	1.558.000
Anzahl der LRI-Betriebe			
- im engeren Sinn	10 ²	21	22
- im weiteren Sinn	190 ³	241	78 ⁴
LRI-Beschäftigte	26.200	30.250	167.250 ⁵
Gebietskörperschaften der Region	Hamburg + Kreise: Pinneberg Steinburg Segeberg Stormarn Lauenburg Lüneburg Harburg Stade	Toulouse Balma Blagnac Colomiers L'Union Ramonville Tourefeuille Sincoval	Counties: Island King Kitsap Pierce Snokomish Thurston
Führendes LRI-Unternehmen	DA Airbus	Aerospatiale	Boeing

Der Firmensitz an einem Luftfahrtstandort kann für ein KMU ein strategischer Wettbewerbsvorteil sein.

¹ Jeweils aktuellste Angaben ² LBA-Betriebe ³ Schätzung aufgrund Befragung ⁴ nur Ausrüstungsbetriebe ⁵ einschließlich Militärsektor

Ausgewählte Prozesse und Techniken:

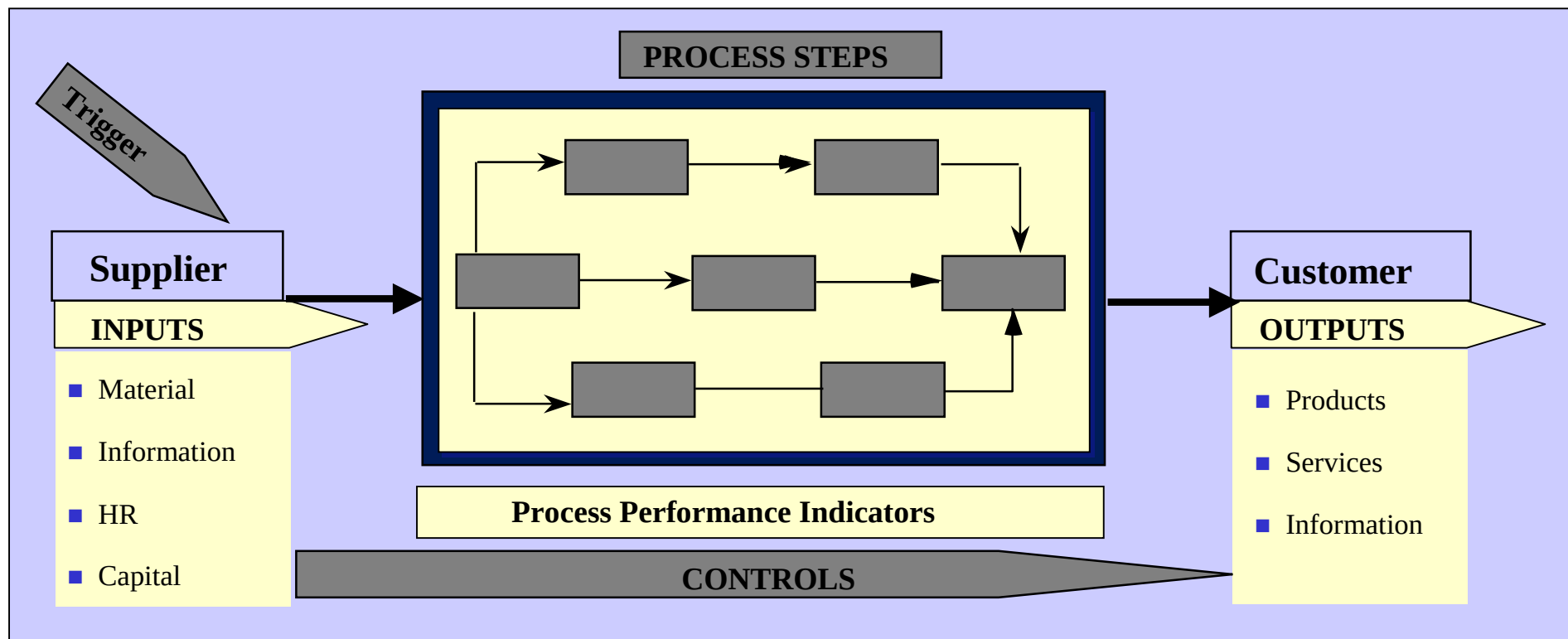
- Business Process
- Milestones
- Concurrent Engineering
- Requirements Engineering
- Simulation / Test Rigs
- EMU (Engineering Mock Up)
- Routing & Ducting

Business Process: Definition



A business process is ...

...a structured set of activities that transforms inputs (such as knowledge, labour and materials) into specified outputs that provide value to stakeholders.



Business Process: Core Processes



Strategic Management Processes

The strategic management process is the process that:

- develops the Airbus mission,
- defines the Airbus business objectives,
- identifies the business risks that threaten attainment of the business objectives,

Core Processes

Core business processes are the processes that develop, produce, sell, and support Airbus products. These processes do not follow traditional organisational or functional lines, but reflect the grouping of related business activities.

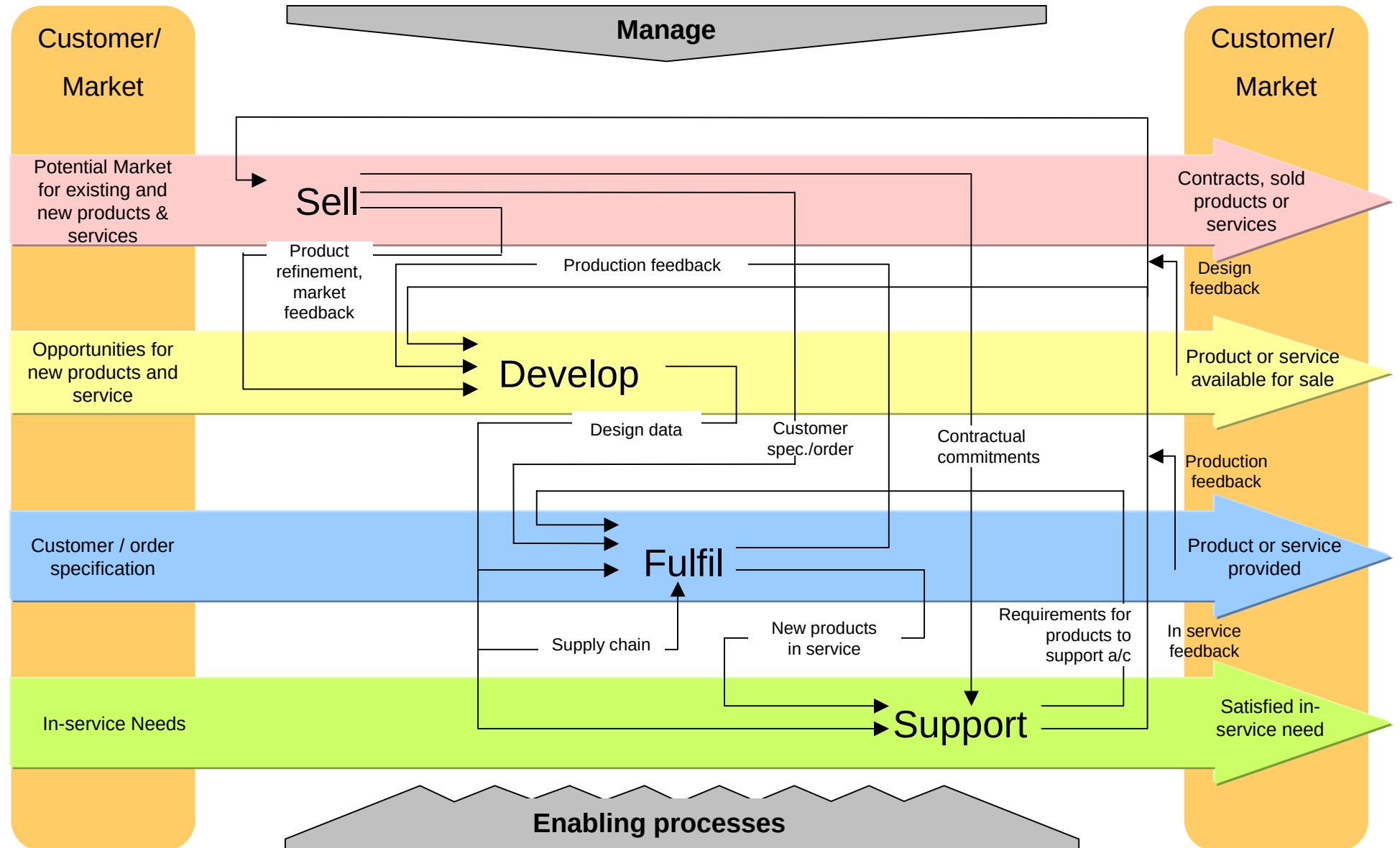
Customer
Requirement

Customer
Satisfaction

Enabling Processes

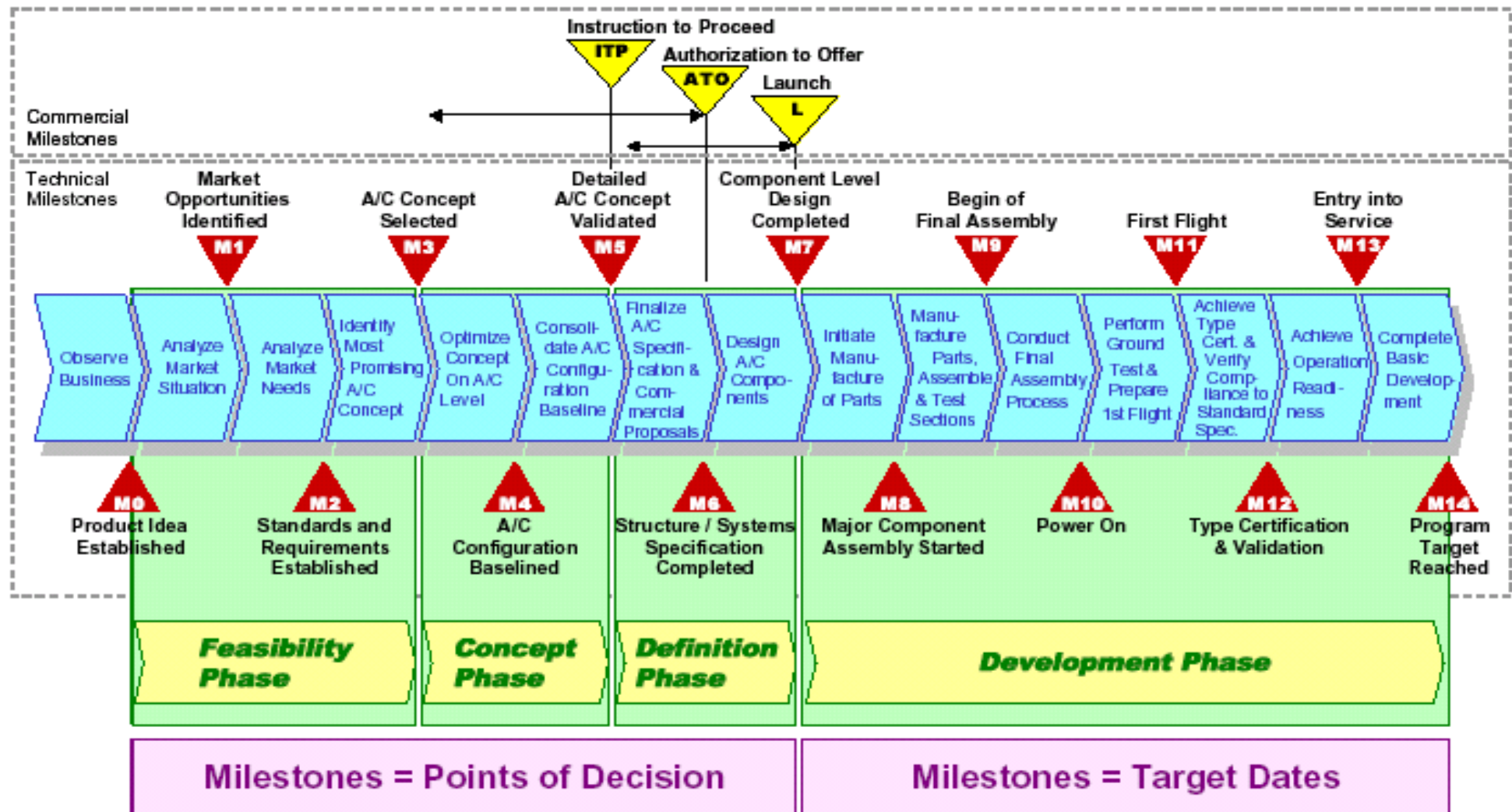
Enabling processes are business processes that provide appropriate support and resources to the other business processes.

Business Process: The Top Level Process Map Structure



Milestones:

AP2254 Module 1



Concurrent Engineering:

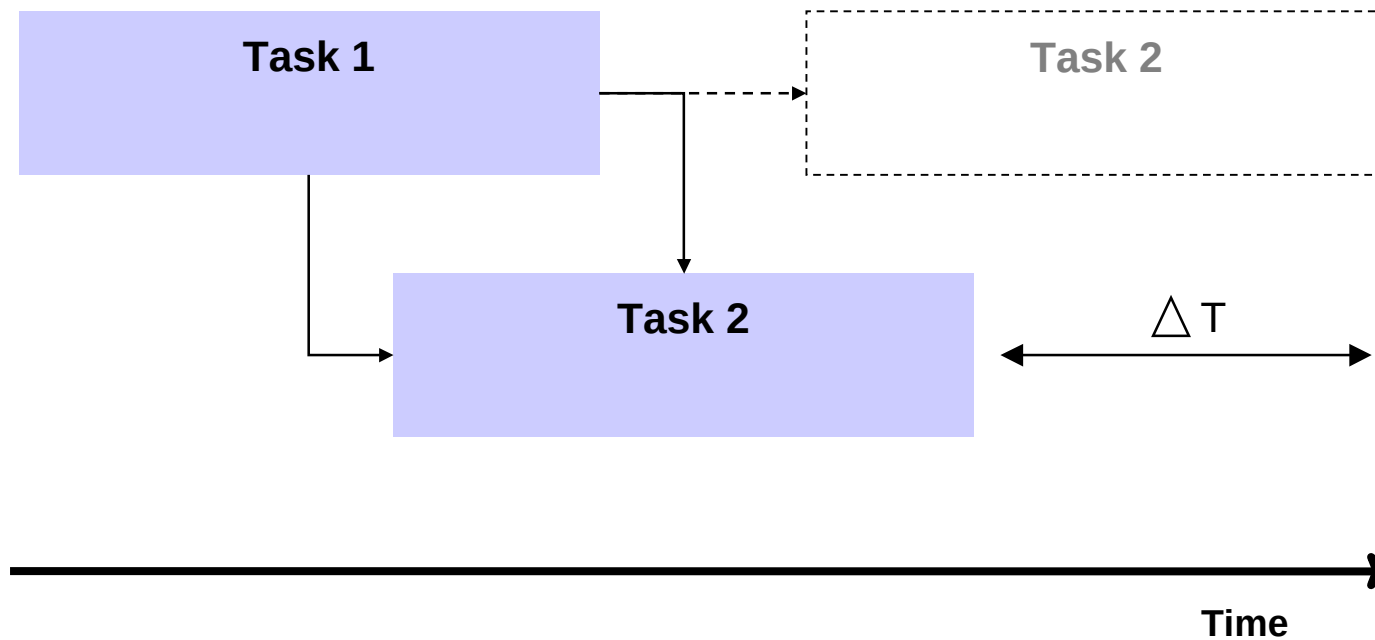
lead time, cost, quality



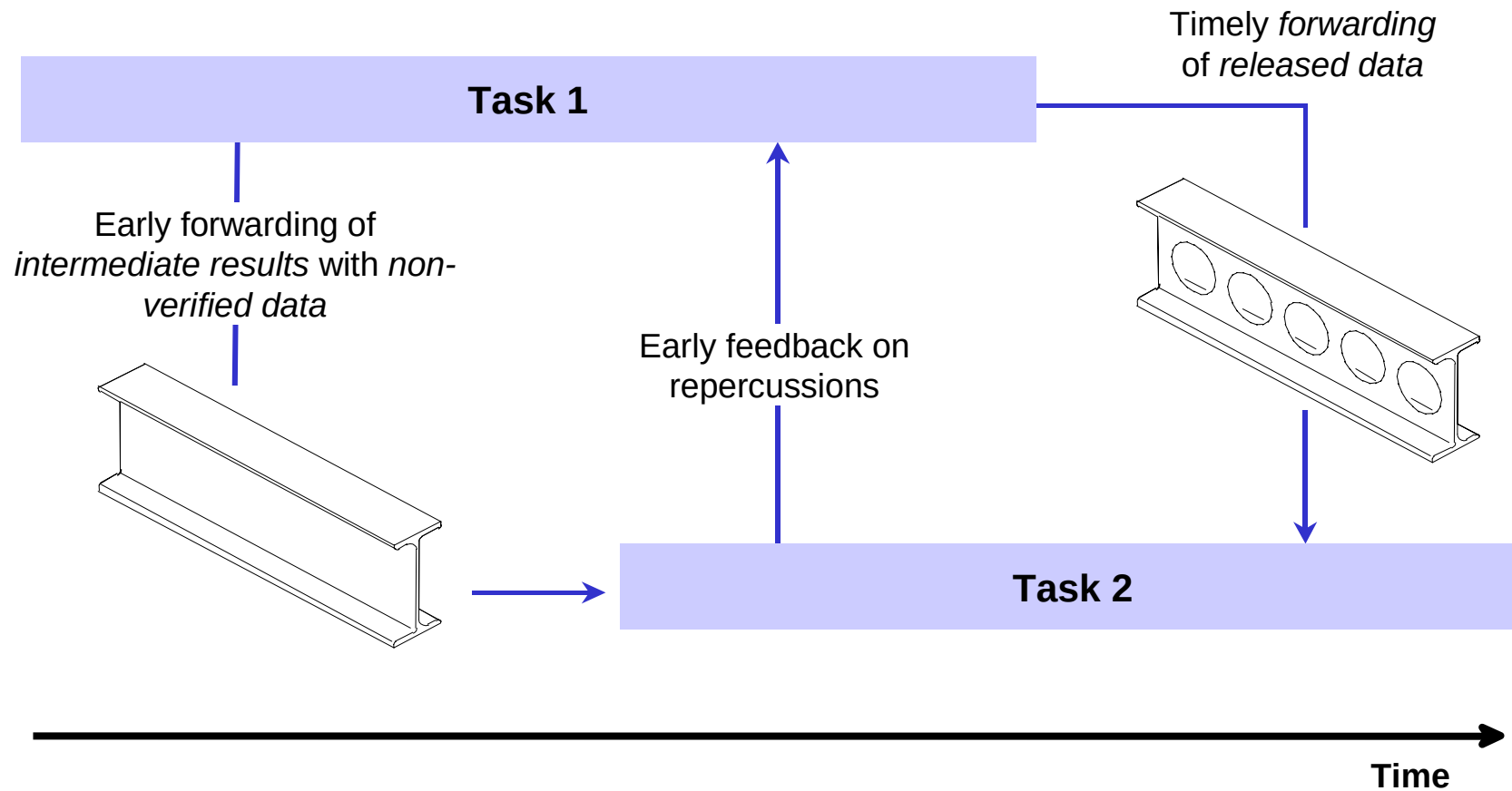
- **Lead time**, **costs** and **quality** of a product are today the most important aspects to survive at the global market. Concurrent Engineering aims to improve these aspects through new ways of working.
- At Airbus: **ACE** (**Airbus Concurrent Engineering**).

Concurrent Engineering:

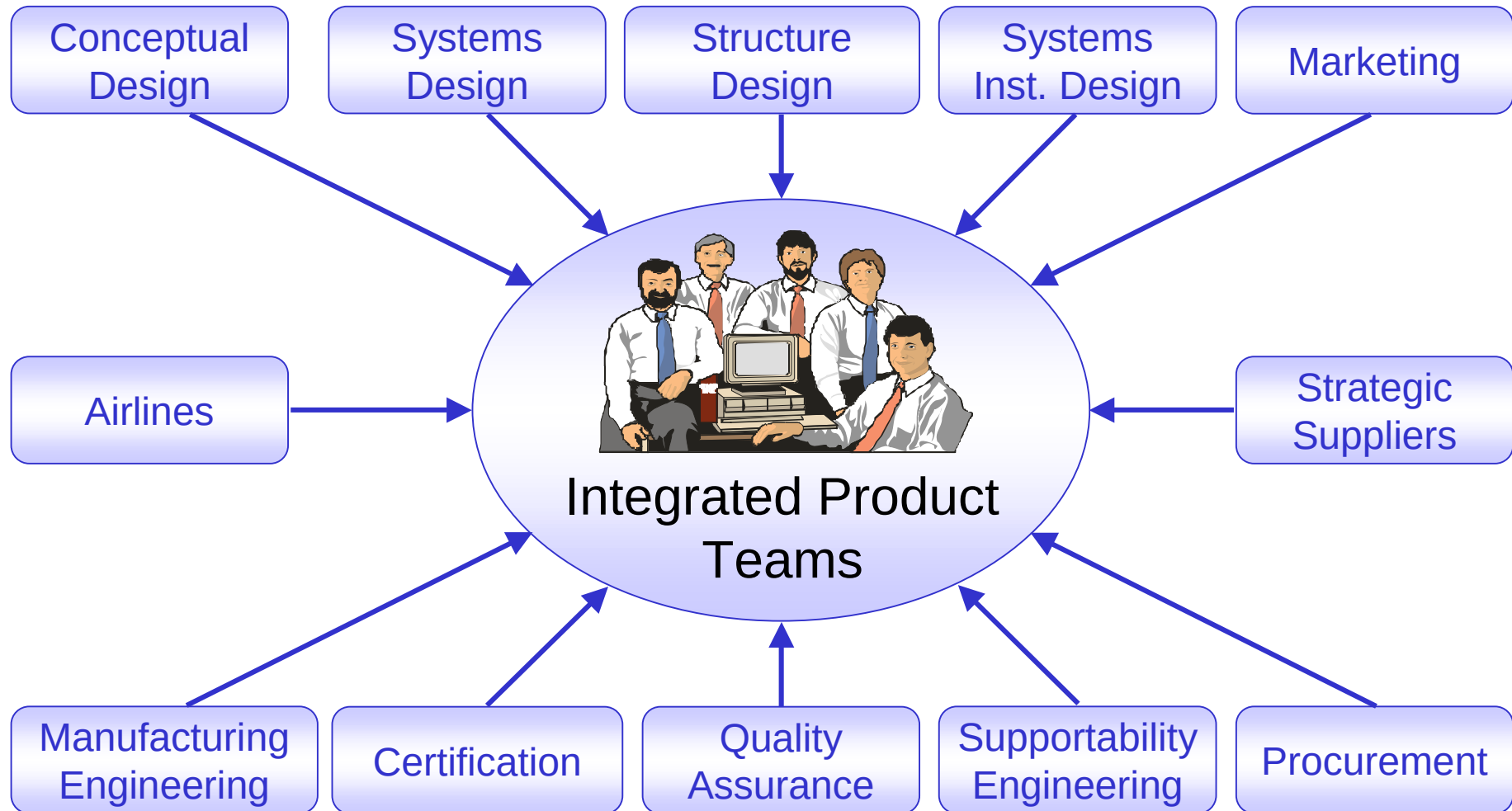
parallel processes



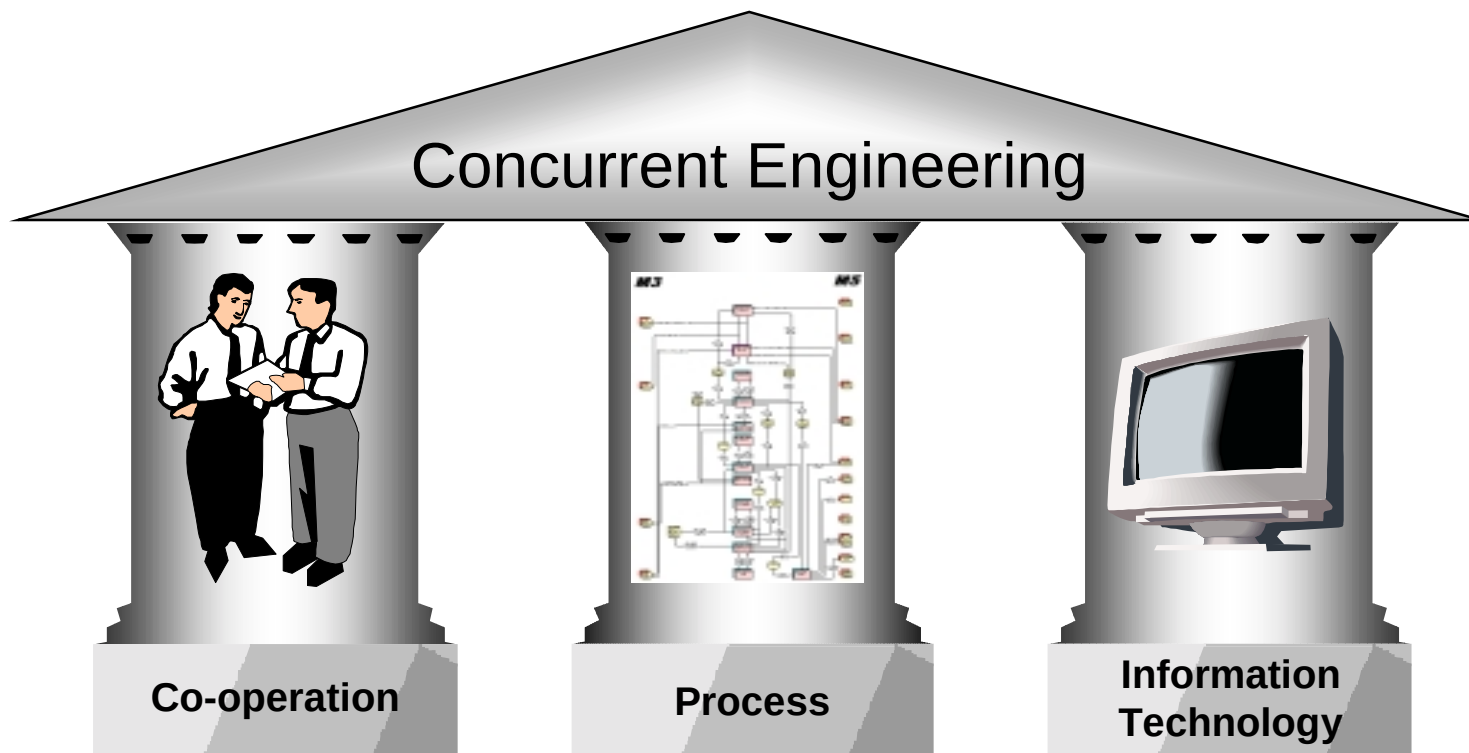
Concurrent Engineering: parallel processes



Concurrent Engineering: integrated product teams



Concurrent Engineering: ... and use of information technology

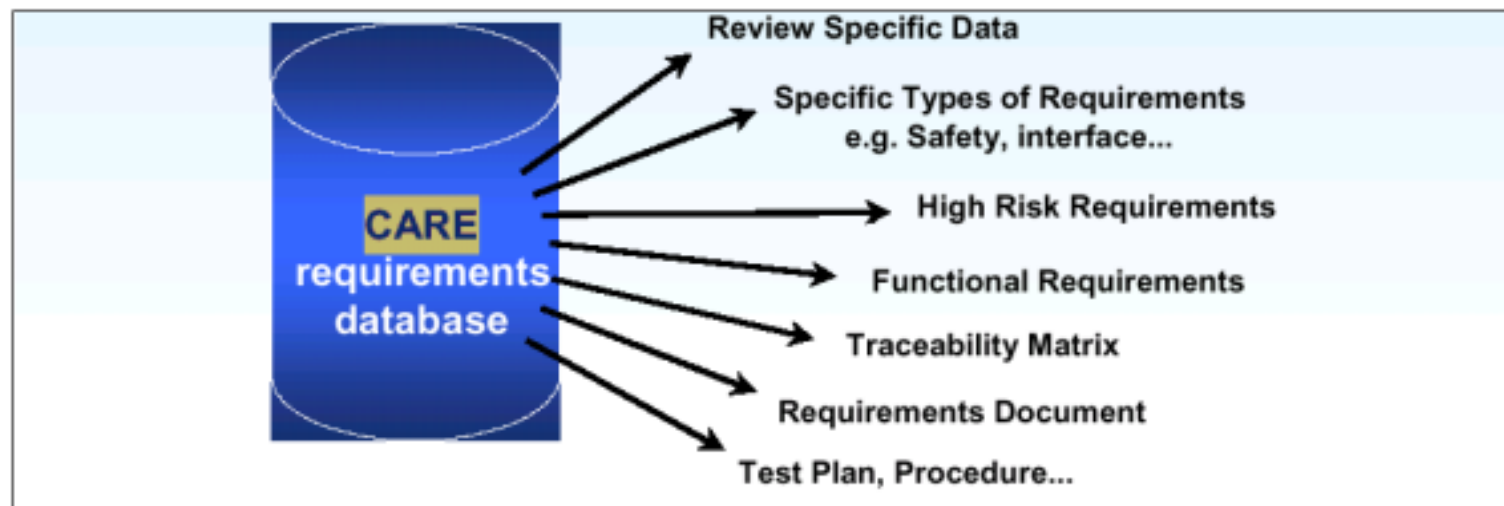


Requirements Engineering: data centric approach



Data Centric Engineering versus Document Centric Engineering

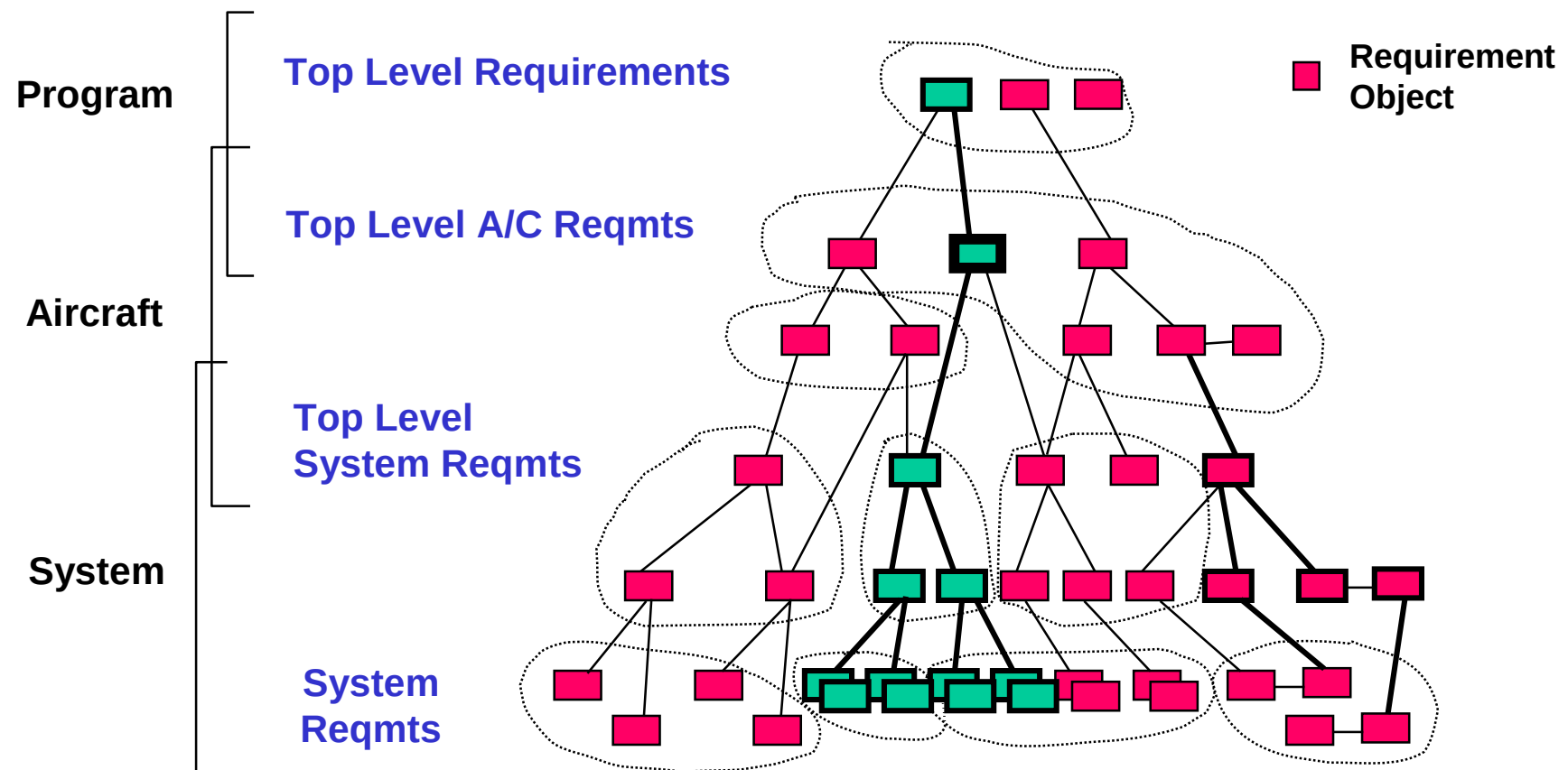
Historically, the engineering of systems has typically been managed by following a document driven approach. Databases now offer a more flexible storage media for engineering data than that traditionally provided by the word processor and hence document. Managing the requirements using a database, documents are produced by extracting specific “views” in support of requirement engineering. The CARE process moves away from a document centric world, recognising that documents are representations of engineering data taken from specific viewpoints. A database is introduced which, once populated with data and certain attributes, allows as many “views” of the available data to be taken as required.



Requirements Engineering: hierarchic and traceable

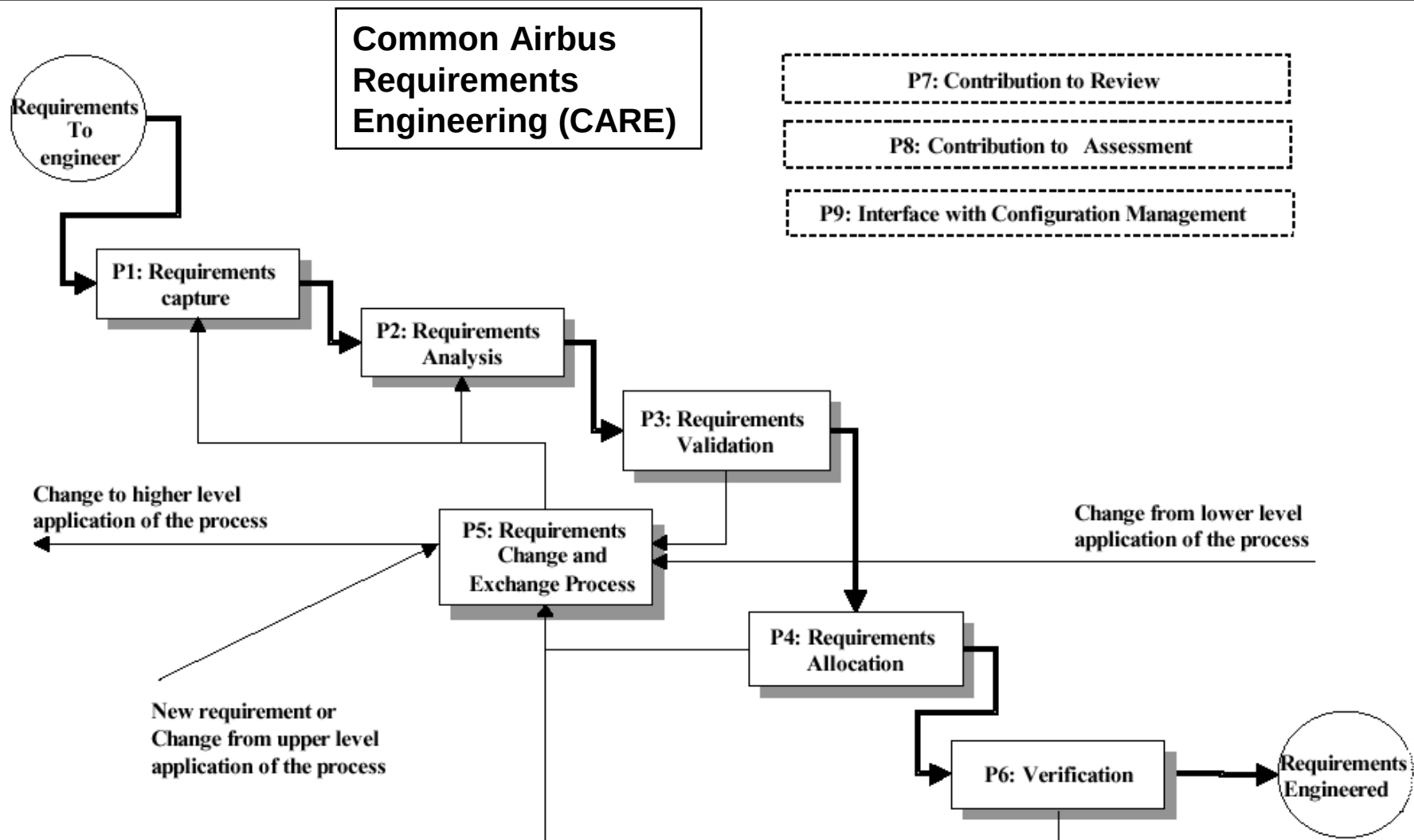


The creation of **relationships** (links) between requirements objects at **different levels** of abstraction allows the impact of change to be fully assessed thanks to the **traceability**.



Requirements Engineering:

CARE process



Integrationsnachweis: Simulation oder Test?



Kategorisierung

Mock-up: Attrappe zur Geometriedarstellung

Test Rig: Versuchsaufbau zum Funktionsnachweis

Hardware Mock-ups z. B. Engineering Mock-up	Elektronische Mock-ups z.B. 3D-grafische Darstellung
Hardware- gestützte Simulationen z.B. Cockpit Simulator	Rechner- gestützte Simulationen z.B. System Simulation

Einsatzmöglichkeiten rechnergestützter Simulationen

- Rechnergestützte Simulationen können Test Rigs nicht vollständig ersetzen
- Rechnergestützte Simulationen zu Beginn der Entwicklung zur Absicherung und Qualitätsverbesserung des Systementwurfs
- Test Rigs am Ende der Entwicklung zum Nachweis der Systemfunktion immer erforderlich

Test Rigs zum Integrationsnachweis



- In Sinne der Systemintegration werden verschiedene Arten von Versuchsständen (**Test Rigs**) eingesetzt um die Systemfunktionen von Komponenten, Subsystemen oder Systemen nachzuweisen.
- Der **Iron Bird** ist ein Versuchsstand, mit dem viele Funktionen des Flugzeugs in *einem* Versuchsstand nachgebildet werden können.

Engineering Mock Up zum Integrationsnachweis



Check der Einbau- verhältnisse am Engineering Mock-Up (EMU)

o The mock ups are meant to be used for investigation into: clearances, installation, adjustment, removal, maintenance facilities

o Unit mock ups shall meet the following requirements:

- a) demonstration of the original unit contour
- b) original unit and LRU fastening (dimensions and tolerances), exactly on the original position
- c) LRU's must be replaceable.
- d) It shall be possible to simulate servicing, adjusting or lubricating at aircraft installed equipments.
- e) Material
Wood or any other material possessing sufficient strength to be used for mock up purposes.
- f) Colour
Mock ups shall be painted yellow. Maintenance equipment such as filler plugs, drain plugs, torque lock indicators etc. shall be painted in a different colour.
- g) Original name plate and modification plate positions shall be indicated on the mock ups.
- h) Identification
The following details shall be shown on a name plate fixed to the mock up:
 - Designation and P/N of the equipment represented by the mock up
 - Modification index taken from the original unit.

Integration von Rohren und Kabeln

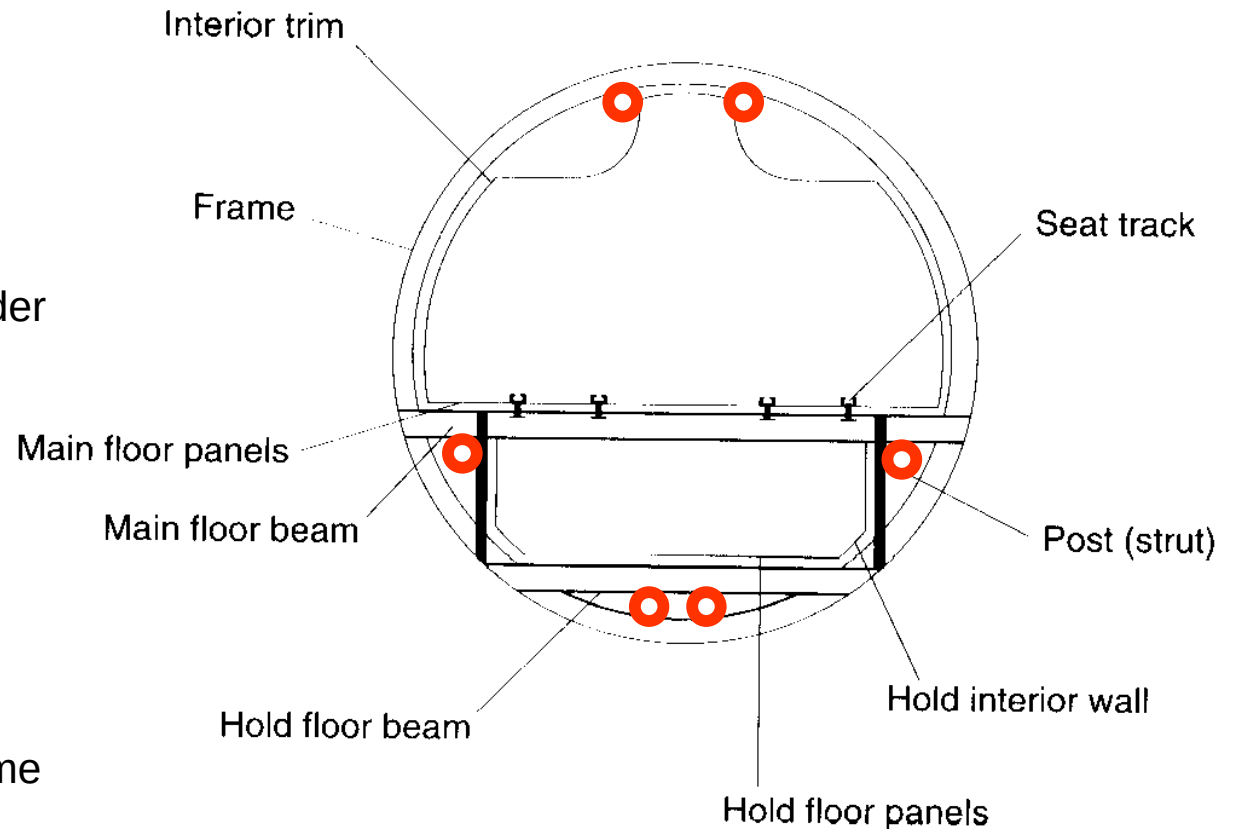


Routing & Ducting ist die Aufgabe, der **Verlegung von Rohren und Verkabelung** durch das Flugzeug.

Es handelt sich um eine Aufgabe der **Integration verschiedener Systeme** in einen begrenzten Raum.

Exemplarisch sind Verlungsräume im Bild durch rote Kreise gezeigt.

Zu beachten ist, dass redundante Systeme separate Verlegungsräume nutzen müssen. Dies wird Routentrennung genannt; engl.: **segregation**.



Integration von Rohren und Kabeln



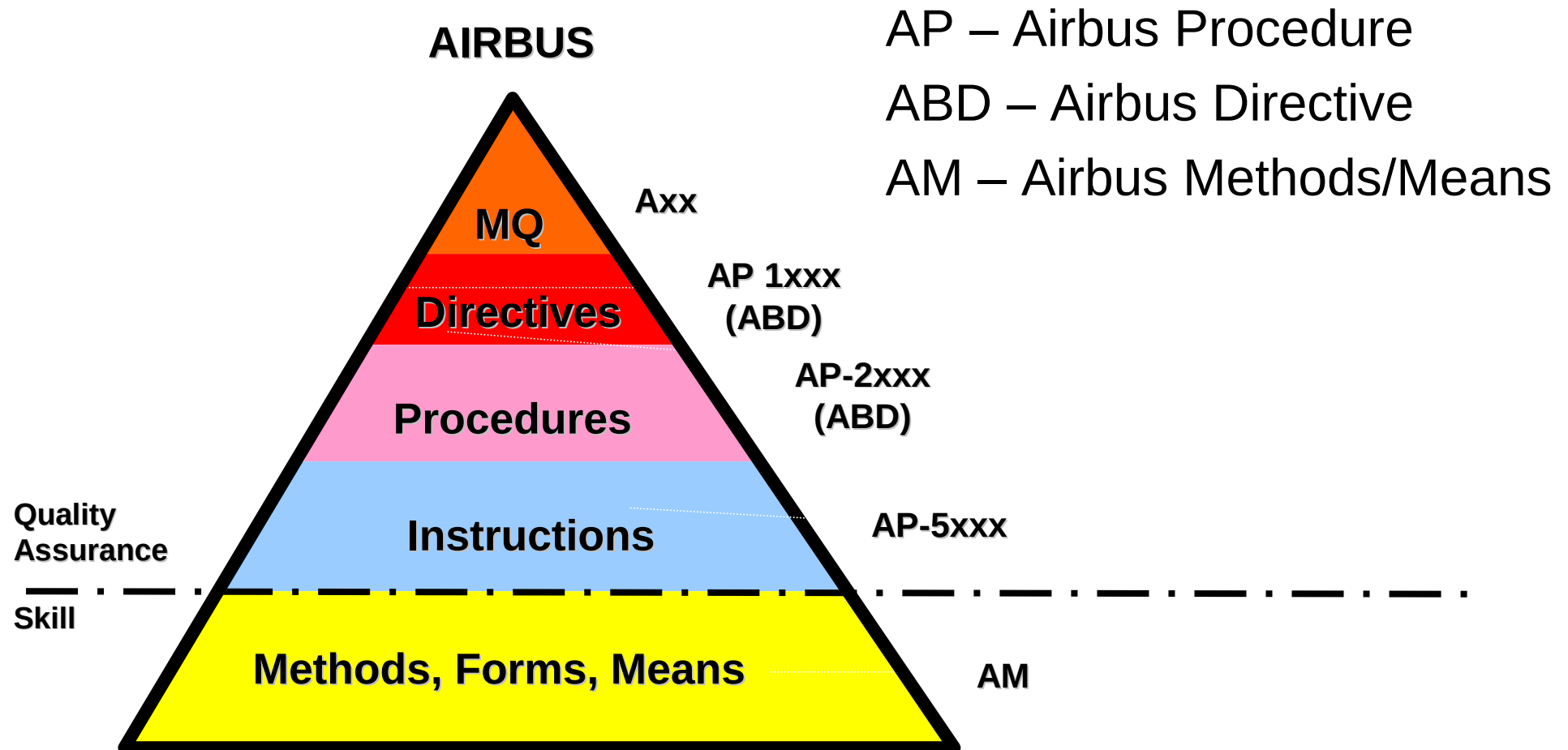
Beim Routing & Ducting ist es wichtig, in der frühen Projektphase bereits die erforderlichen **Rohrquerschnitte abschätzen** zu können.

Der Rohrquerschnitt A wird abgeschätzt aus dem durchzuleitenden Volumenstrom Q und einer aus Erfahrung bekannten **mittleren Strömungsgeschwindigkeit** im Rohr v .

$$A = \frac{Q}{v}$$

Die mittleren Strömungsgeschwindigkeiten v finden Sie auf einem separaten Blatt!

Literatur und Vorschriften (Airbus)



Literatur und Vorschriften der Systemintegration

ausgewählte Dokumente



International:

- **ARP4754** Certification Considerations for Highly-Integrated or Complex Aircraft Systems
- **RTCA-DO-178B** Software Considerations
- **RTCA-DO-160D** Environmental Conditions

Airbus:

- **AM2000** Mapping of the Procedural Documentation
- **AM2006** Record of Procedural Documents

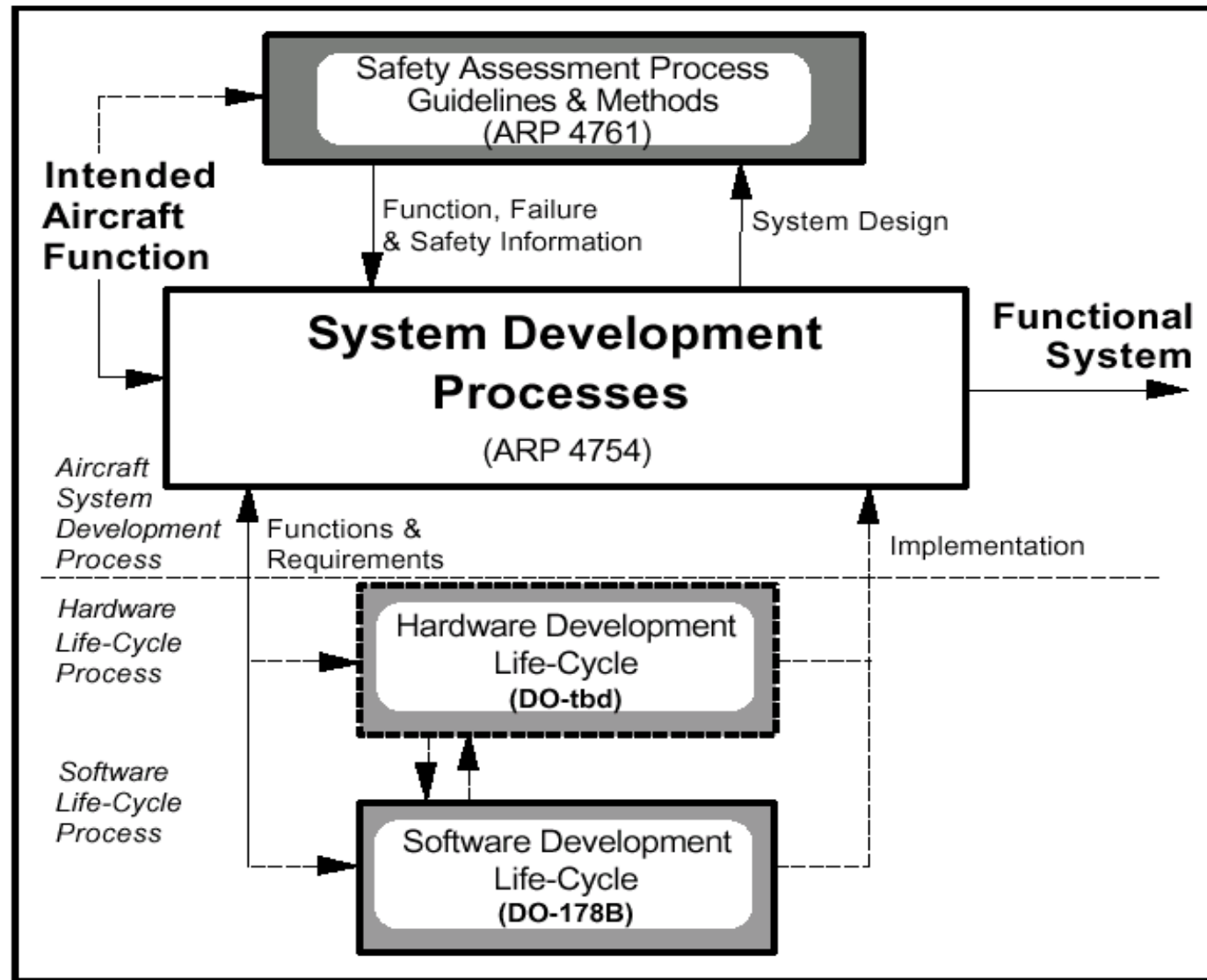
- **ABD0200** Requirements and Guidelines for the System Designer
- **ABD0100** Equipment - Design –General Requirements For Suppliers
- **GRESS** General Requirements for Equipment and System Suppliers
- **TDD** Technical Design Directives

ARP4754

Certification Considerations for Highly-Integrated or Complex Aircraft Systems



Herausgeber:
SAE



RTCA-DO-178B und RTCA-DO-160D



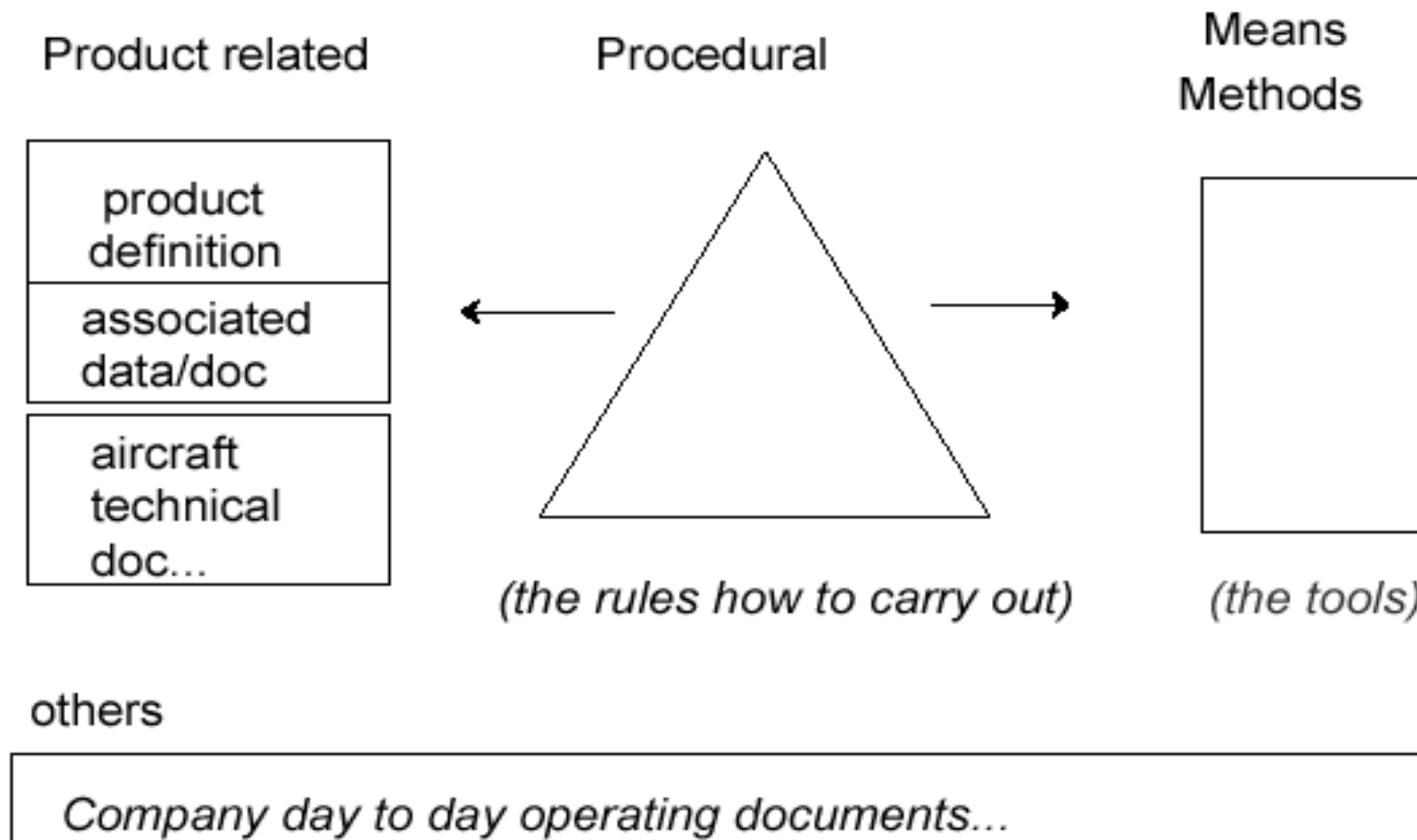
Die **Radio Technical Commission for Aeronautics** (RTCA) hat einige viel zitierte Schriften herausgebracht:

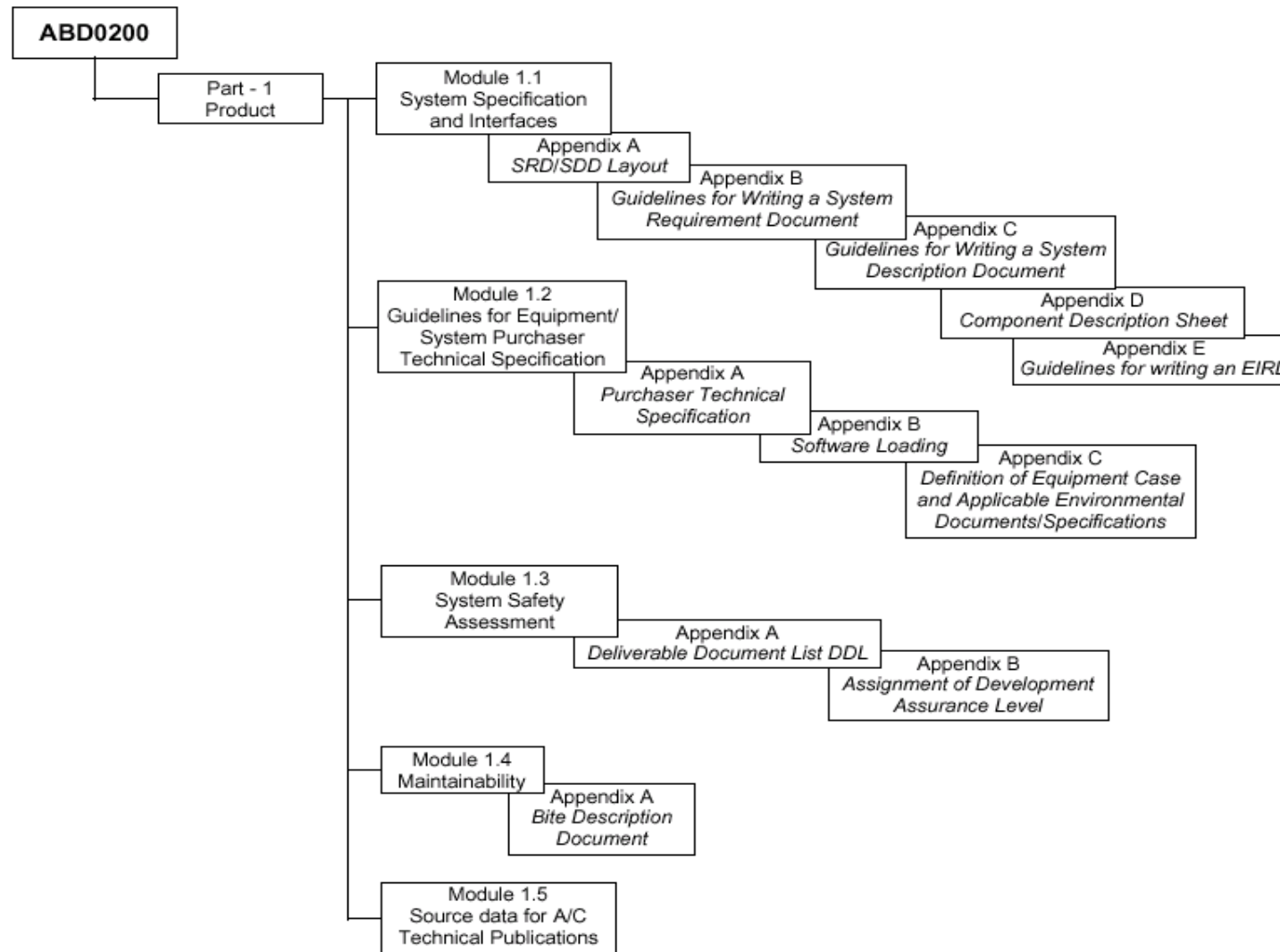
RTCA-DO-178B

SOFTWARE CONSIDERATIONS IN AIRBORNE SYSTEMS AND EQUIPMENT
CERTIFICATION

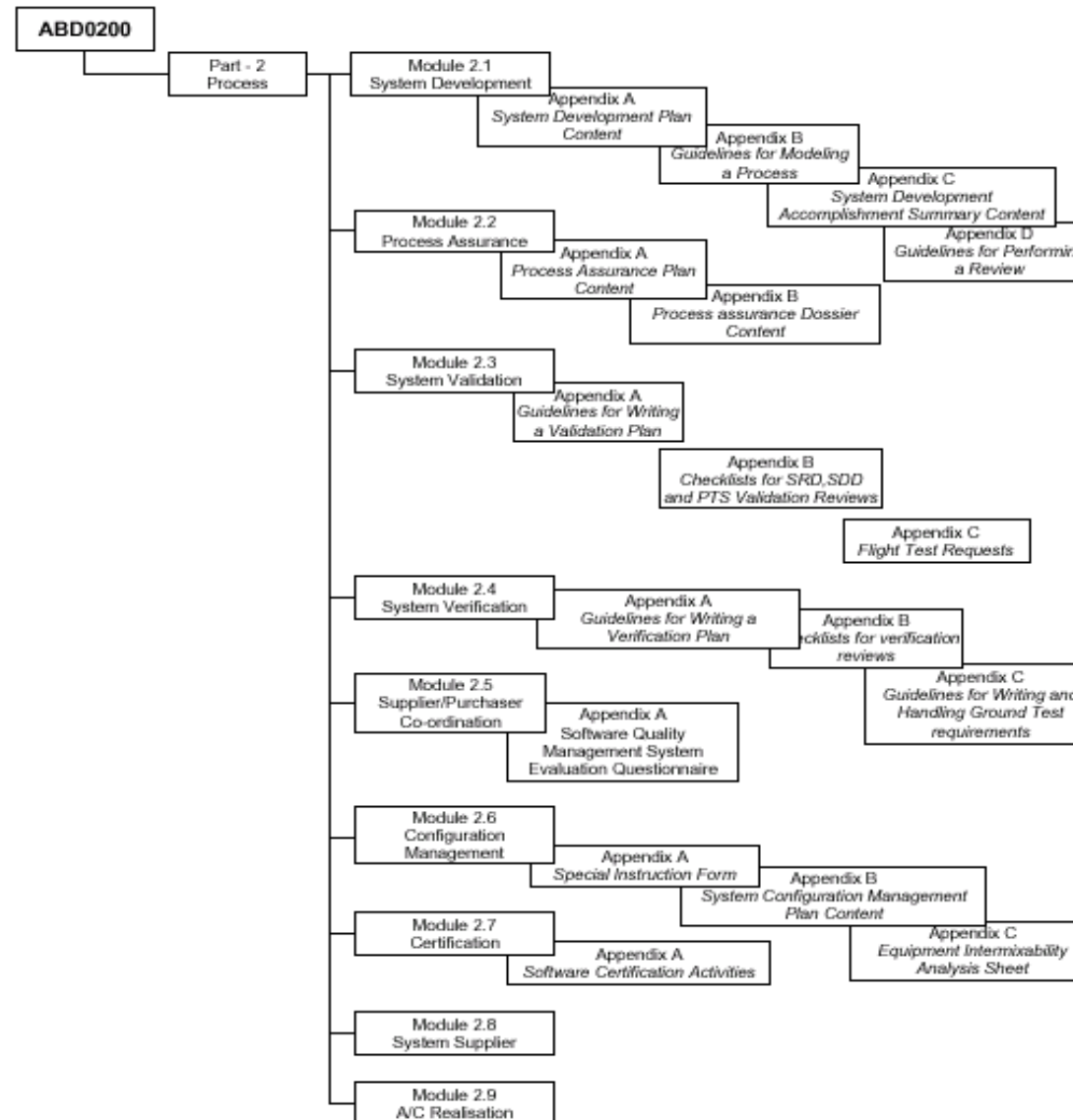
RTCA-DO-160D

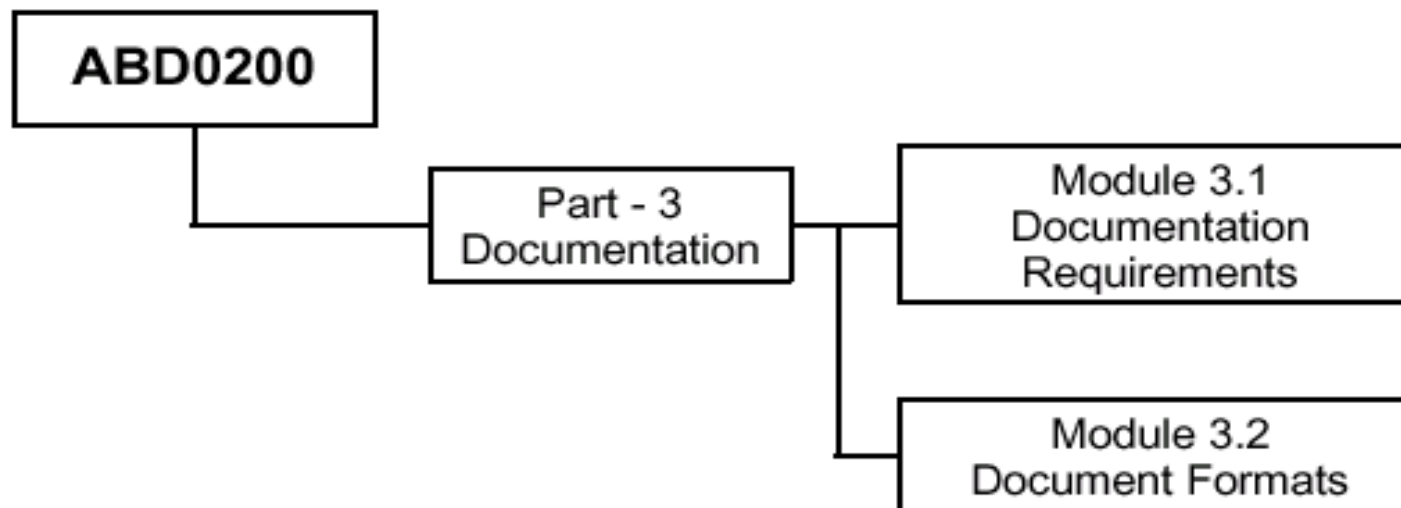
ENVIRONMENTAL CONDITIONS AND TEST PROCEDURES FOR AIRBORNE
EQUIPMENT





ABD0200 Requirements and Guidelines for the System Designer







The document addresses the following requirements linked to:

- Project Management
- Design
- Engineering for Manufacturing
- Supply Chain
- Deliveries: Product Delivery Documentation
and Supplier Quality Performances Metrics
- Airline Support.
- Documentation release



These “General Requirements” are applicable to all activities allocated to a Supplier of Items of Equipment or System within the Purchaser Airbus Projects.

The document addresses the following requirements linked to:

- Project Management
- Design
- Engineering for Manufacturing
- Supply Chain
- Deliveries: Product Delivery Documentation
and Supplier Quality Performances Metrics
- Airline Support.
- Documentation release

TDD (Technical Design Directives)



Beispiele für TDDs aus dem Bereich der Kabinensysteme:

TDD 21 Air Conditioning

TDD 26 Fire Protection

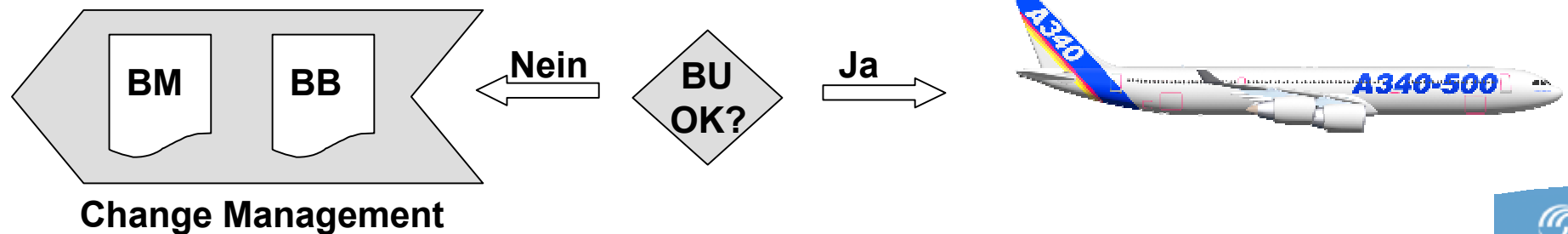
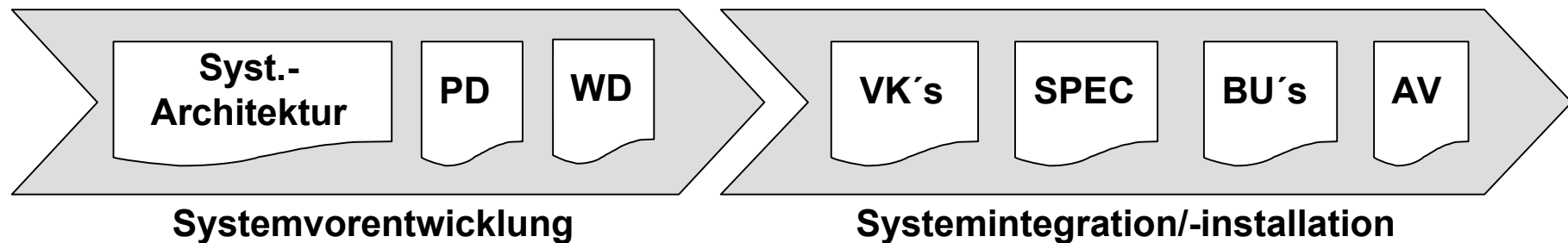
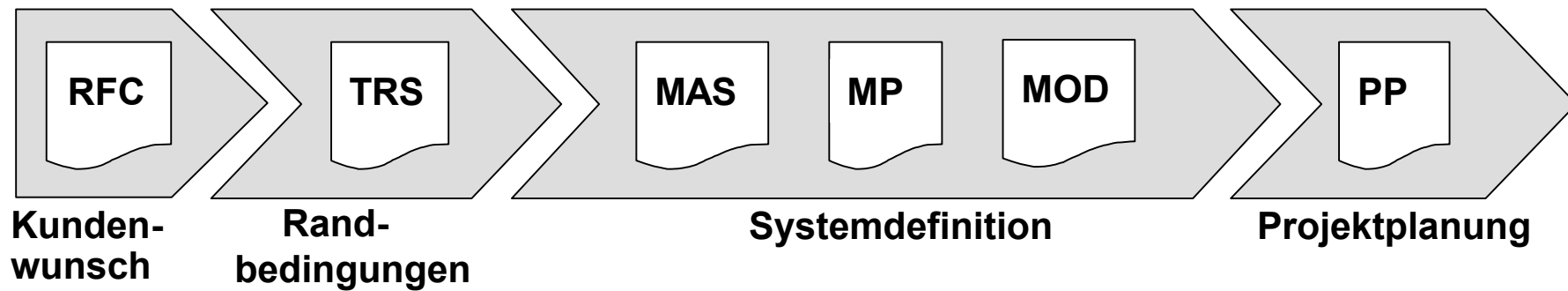
TDD 33 Lights

TDD 35 Oxygen System

TDD 38 Water Waste System Größe:

TDD 92 Electrical Installation

Vom Kundenwunsch zur Modifikation



Abbreviation list

A/C	Aircraft	MOD	Modification
ATA	Air Transport Association	MP	Modification Proposal
BB	Beanstandungsblatt	MSN	Manufacturing Serial Number
BM	Beanstandungsmeldung	PD	Principle Diagram
BoM	Bill of Material (Stückliste)	PSU	Passenger Service Unit
BU	Bauunterlage	RFC	Request For Change
CoC	Center of Competence	SPEC	Specification
DVS	Direct View System	TDD	Technical Design Directives
FAA	Federal Aviation Administration	TRS	Technical Repercussion Sheet
F/C	First Class	VKE	Vorkonstruktion Elektrik
HoV	Head of Version	VKM	Vorkonstruktion Mechanik
JAA	Joint Aviation Authorities	VKH	Vorkonstruktion Halter
MAS	Modification Approval Sheet	WD	Wiring Diagram

Anhang

Faktor LICHT in der Passagierkabine- -Wahrnehmung , Gestaltung und Ausführung am Beispiel eines Kurzstreckenflugzeuges

Prof. Werner Granzeier
iDS Industrial Design Studio Hamburg



1. Einführung

In allen Flugzeugkabinen erfüllt der Gestaltungsfaktor LICHT entscheidende Aufgaben für die ergonomischen, funktionalen und psychologischen Anforderungen. Durch neue Rumpfstrukturen, neue wirtschaftliche und komfortbetonte Kabinensysteme wird eine marktfähige und ergonomisch akzeptable Kabinenkonzeption. Ein weiteres wesentliches Kriterium der neuen Flugzeug Generationen ist die Unterstützung des Sicherheitsempfindens und Akzeptanz durch die Passagiere jeglichen Alters.

Die Lösung dieser Fragen nach der kann durch den gestalterisch optimierten Einsatz

der Leuchtmittel im Kabinen- und Cockpitbereich umfassend gelöst werden.

Im Rahmen bisheriger Kabinenentwicklungen und -gestaltungen können grundlegende Kriterien genannt und nachgewiesen werden.

Die Basis für dieser Erfahrungen bilden realisierte Kabinen für Airbus A320, 318,319,321 sowie Boeing B 717 und Fairchild Dornier 728/928

2. LICHT in der Passagierkabine



2.1 Design Grundlagen für das Kriterium LICHT:

- Ergonomischer Höchststandard für alle MMS (Mensch-Maschine-Schnittstellen) unter Berücksichtigung der Wahrnehmungsgewohnheiten, Sicherheitsbedürfnisse und psychologischen Verhaltensmuster innerhalb der „Raumröhre“.
- Klare und eindeutige Information der Lichtwirkung in der Kabine durch Formen, Flächen, Farben und optimierte Produktgrafik in allen Bereichen
- Höchste Designqualität durch Betreuung der Entwicklung, Konstruktion und Produktion aller Lichtsysteme vom ersten Entwurf bis zur fertigen Kabine.
- Höchster Standard für Akustik und Klimaführung als Ergänzung zum Designfaktor **LICHT** in der Kabine. Erst die optimale Kombination dieser Faktoren fördert den Wohlfühl-Faktor der Passagiere als Bestandteil des Passagierkomforts.

Besondere Schwerpunkte sind Einstieg-Ausstieg Zonen, Notevakuierung, Fensterzonen, Sanitärräume, und Anwendung neuer Kommunikationsmedien in Verbindung mit Beleuchtungskomfort.



Bild 1: Allgemeine Kabinenbeleuchtung



Bild 2: Lichtwahrnehmung in Flughöhe mit zusätzlichen Spots/Leseleuchten

3. Lichtplanung und Layoutkonzepte

Innerhalb eines Gestaltungsprozesses werden aufgrund der technischen, funktionalen und ergonomischen Bedingungen, Vorschriften und Bauanordnungen die Lichtinstallationen geplant. Neben der rein funktionalen Einordnung in die Rumpfstruktur werden alle Aspekte der Auswirkungen auf den Passagierkomfort, die Passagiersicherheit und die Zusammenarbeit Crew-Passagier einbezogen. Diese Vorentwurfsphase wird im „Ergonomic Experimental Mock up“ untersucht und in Abstimmung mit Hersteller und Airlines festgelegt.



Bild 3: Experimental Mock up 728 Cabin

3.1 Ergonomic Experimental Mock up

In der weltweiten Transportation Industrie wird immer mehr die komplexe Gestaltung und funktionale Entwicklungen schon in der ersten Designphase in einem „Ergonomic Experimental Mock up“ in 1:1 bearbeitet und effizient entschieden.

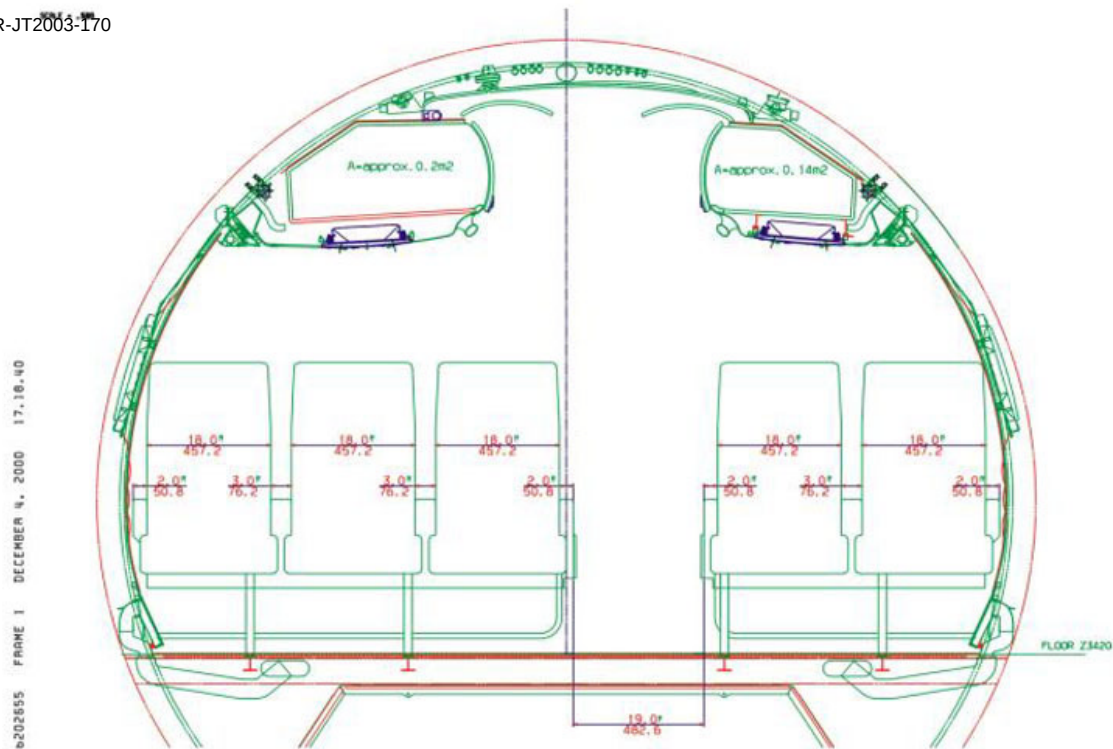


Bild 4: Cross Section Flugzeugkabine

Fotos 3, 5 und 6 zeigen Entscheidungsphasen.



Bild 5: Ceilingkonzept 1

Aus dieser Entwicklungsphase zeigen die Fotos 3, 5, und 6 die entscheidenden Designschritte. Bild 5 zeigt eine konventionelle, mehrteilige Ceilingstruktur mit zentraler Lichtanordnung. Diese Anordnung ist mit erheblichem Mehrteileaufwand und umständlicher Montagejustierung verbunden.

Die alternative Lösung zeigt in Foto 6 eine einteilige, strakgekümmte, asymmetrische Lichtreflektionsfläche mit nur einer Leuchtröhrenreihe durch die gesamte Kabinenlänge.

Dadurch konnte erhebliches Gewicht und Kosten eingespart werden und die Montage erheblich vereinfacht werden.

Ein skulpturhafte zusätzliche Reflektionszone ergab ein eigenständiges Designmerkmal für die 728/928 Kabine.

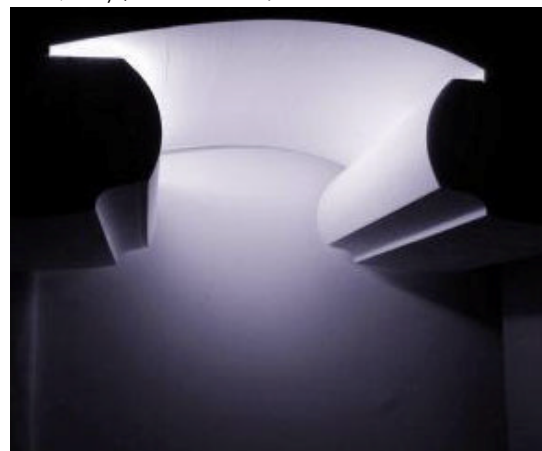


Bild 6 : Ceilingkonzept 2

4. Designkonzepte Interior Lighting

Bei neuen Flugzeugkabinen wird, entsprechend ähnlich der weltweiten Fahrzeugmärkte, die Akzeptanz des Innenraumes durch die Passagiere, und Betreiber (Airlines) zum markt- und designbestimmenden Faktor.



Bild 7 : Licht Design in Virtual Reality Mock up



Bild 8: Entrance Area 728

– Kurzstreckenflugzeug für 70 Passagiere.
„Erster Eindruck“ aus der Sicht des eintretenden Passagiers.

Die Passagiere der Zukunft erwarten ein komfortbestimmtes Interior mit allen Antworten für die Probleme, Ängste, Wünsche, Forderungen sowie Sicherheitsanforderungen der Passagiere. Bei den unterschiedlichen Kabinen – Größenordnungen zwischen 50 und bis zu 550 Passagieren zuzüglich Bordpersonal werden ähnliche und wesentliche Designkriterien aufgezeigt.

Dabei spielt der technologische Aspekt und die Integration in die Bordsystemstruktur eine zentrale Rolle. Die Balance zwischen optimaler Lichtwirkung, kleinstmöglicher

Einbauvolumina, Leichtbaulösungen, wirtschaftliche Kostenstruktur, langer Lebensdauer und nicht zuletzt optimiertem Einbau-Ausbau-Wartung und Service



Bild 9: „A20.30 Lobby- Lichtceiling“ im Bereich einer zukünftigen Großraumkabine bei Blended Wing Cabin Konzepten.

4.1 ENTRANCE AREA - EINSTIEG-AUSSTIEG-NOTAUSSTIEG

Zur optimalen Lösung der entscheidenden Herausforderung des „ersten Eindrucks“ in einer neuen Kabine werden entsprechende Leuchtmittel und Designkonzepte eingesetzt.

Im „Empfangsraum“ mit Durchgang zum Passagierraum wird der erwartete Informations- und Orientierungsstau durch Passagierkommunikation und Navigation, meistens durch das Bordpersonal, gelöst.

Gleichzeitig werden in Zukunft unterschiedliche Funktionen der Sicherheitsüberprüfung durchgeführt.

4.2 KABINE - SEATLAYOUT

Zu den typischen Herausforderungen des Faktors LICHT bei kundenspezifischen Seatlayouts und die Unterbringung völlig unterschiedlicher Passagiergruppen gehören mehrere Kriterien, wie z.B.:

- Optimale, schlagsschattenfreie Ausleuchtung der gesamten Kabine als Orientierungs-, Sicherheits- und Wahrnehmungshilfe.
- Orientierung, Wahrnehmung und „emotionales Empfangsklima“ bei Bording /Deboarding

- Lichtdesign als wirkungsvollste Maßnahme gegen den Tube Effect – Visuelle Vergrößerung des Raumes durch Lichtwirkungen.
- Licht als emotionale Unterstützung des Wohlbefindens aller Passagiere
- Lichtwirkungen als funktionaler und emotionaler Wirkungsfaktor (Tageslicht-Nachtlicht – Stimmungslicht – Notlicht - Emergency Licht - Bording/Debording)
- Optimale Lichtnutzung durch geringsten Energieeinsatz mittels lichtleitender und reflektierender Flächen.



Bild 10: „Großraum-Kabine mit lichtbetonter Verkehrszone“

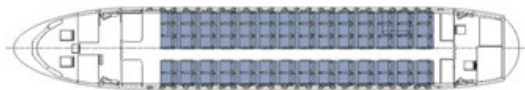


Bild 11 : Typisches Seat Layout eines Kurzstreckenflugzeuges (Beispiel 728)

4.3 INFORMATION-KOMMUNIKATION

Entsprechend dem erwarteten Fortschritt der weltweiten Kommunikationssysteme wird die umfassende Passagierinformation zum wichtigsten Kriterium der Passagierakzeptanz werden.

Diese neue Passagierkomforts werden immer in Verbindung mit dem Faktor LICHT entwickelt werden.

4.4 REISEN-ARBEITEN-RUHEN

Eine wesentliche Aufgabe der Lichtgestaltung ist die Unterstützung der Passagiere bei den typischen Verhaltensweisen wie Gespräche, Spiele, Lesen, Arbeiten und Catering. Dieser Teil des Lichtdesign hat für Passagiere die größte Bedeutung.

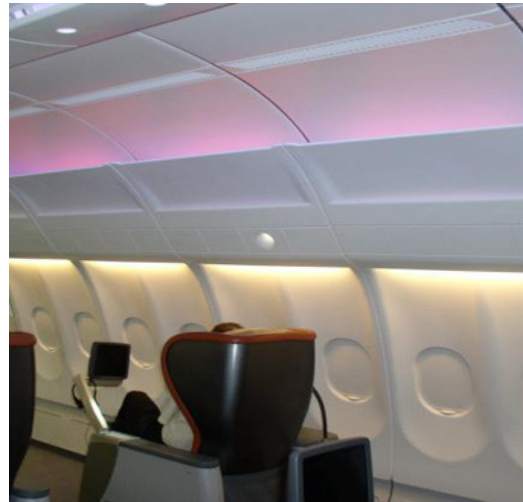


Bild 12: A340 Kabine mit Farbton-Varianten



Bild 13: VIP Kabine mit dezenter Lichtwirkung



Bild 14: Kurzstreckenflugzeug B 717 mit warmen und kalten Lichtwirkungen



Bild 15: Kurzstreckenflugzeug B 717 mit Airline Corporate Design: Wechselwirkung - Farben - Licht - Wahrnehmung - Beeinflussung

4.4.1 Visuelle Wahrnehmungen

Durch unterschiedliche Lichtfarben, Lichttemperaturen und Helligkeiten (verschiedene Dimmstufen) können erhebliche Beeinflussungen der Stimmungen und Wahrnehmungen aller Passagiere ausgelöst werden.

Diese Möglichkeiten bieten den Airlines ein weites Feld der spezifischen Cabin Corporate Identity, d.h. eine spezielle, airline-typische Wahrnehmung der Kabine im Rahmen der Corporate Identity zu erreichen. Dabei sind die Möglichkeiten der Tag- und Nachtluchtgestaltung, sowie in der Kabinenwahrnehmung am Boden und in Reiseflughöhe zu berücksichtigen.

Die Auswirkungen der entsprechenden Lichtgestaltung bei Gefahrensituationen sind ein weiteres Feld der ergonomischen Anwendungsforschung



Bild 17a : Sicht aus Augenhöhe des sitzenden Passagiers in Flugrichtung,

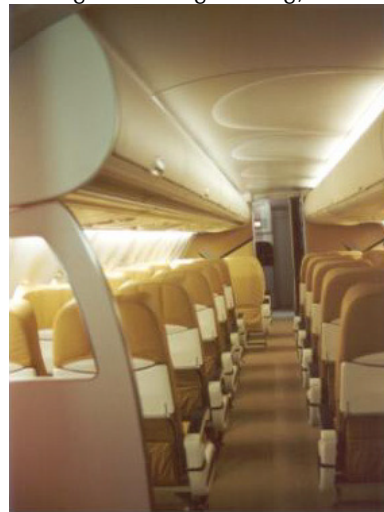


Bild 16: Kurzstreckenflugzeug 728 mit allen Standard Lichtinstallationen

17 b: Sicht des stehenden Passagiers in Flugrichtung

4.4.2 Ergonomische Faktoren für den Passagier

Zu den direkten ergonomischen Faktoren innerhalb der Kabine gehören:

- Blendfreiheit durch indirekte Beleuchtung
- Verhindern von Anfassen, Verbrennen oder Vandalismus
- „unsichtbare“ Verschlüsse, verdeckte Installationen und optimale „Glas-Abdeckungen“ mit Linseneffekt und Streulicht-Funktionen.
- Geeignete Kombination von allgemeinem Kabinenlicht und individuellem Lese-, bzw. Arbeits- oder Cateringlicht.
- Optimierte Emergency Light und zusätzliche Lichtwirkungen bei Gefahrensituationen (z.B. Rauchentwicklung) in der Kabine.
- Psychische Ein- und Auswirkungen für alle Passagiere durch situations- oder stimmungsgesteuerte Lichtwirkung, z.B. (Dimmen und Verändern der Farbwirkung)



Bild 18: PSU – Individuallicht für den Passagier: Leseleuchte – Signs – Steward Call

Bild 18 zeigt die PSU Einheit mit drei Leseleuchten und visuellen Anzeigen innerhalb des gesamten Kabinen-Lichtkonzeptes.

4.4.3 Ergonomische Faktoren für die Bordcrew

In den beiden Entrance Areas, den Galleys und Lavatory Zonen ist eine ergonomische austarierte Lichtgestaltung eine wesentliche Forderung.

Besonders bei Kurzstreckenflugzeugen mit 10 bis 12 Turnarounds täglich muß die Lichtqualität den „Arbeitsplätzen“ entsprechen.

Die möglichen Nutzungen von allgemeinem Kabinenlicht und genau definiertem

Punktlicht für die jeweilige Arbeitssituation bedarf sorgfältiger Untersuchung und vorkonstruktiven Einbaustudien.

Das Foto 19 zeigt die Ausleuchtung des vorderen Attendant Seats durch weiches Punktlicht aus dem Ceiling Panel im Eingangsbereich.



Bild 19: Forward Attendant Seat 728 Cabin

4.5 SANITÄR - U. LAVATORYSYSTEME

Zu den wichtigen Komfortfaktoren aller Flugzeugkabinen zählen Sanitär- und Lavatorysysteme. Bei der maximalen Passagierdichte und der erwarteten Flugdauer von z.T. 16 – 20 Stunden bei Langstrecken sollten höchste Maßstäbe in Komfort, Raumnutzung, Funktion und Reinigung gesetzt werden. Die Lichtwahrnehmungen bekommen höchste Wirkungsfunktion.

Weitere zukünftige Schwerpunkte sind Lavatories für weibliche Passagiere, Urinals, Refrehsment Rooms, Duschen, Relaxräume, und medizinische Betreuungs-Räume.

Innerhalb dieser Räume kommt dem Faktor LICHT eine besondere Bedeutung zu, da ergonomische Funktionen wie Körperreinigung, Schminken, Frisieren, Körperpflege ein besonders sorgfältig eingesetztes Licht verlangen.



Bild 20: Lavatory 728 Forward mit warm-neutralen Lichtfarbem

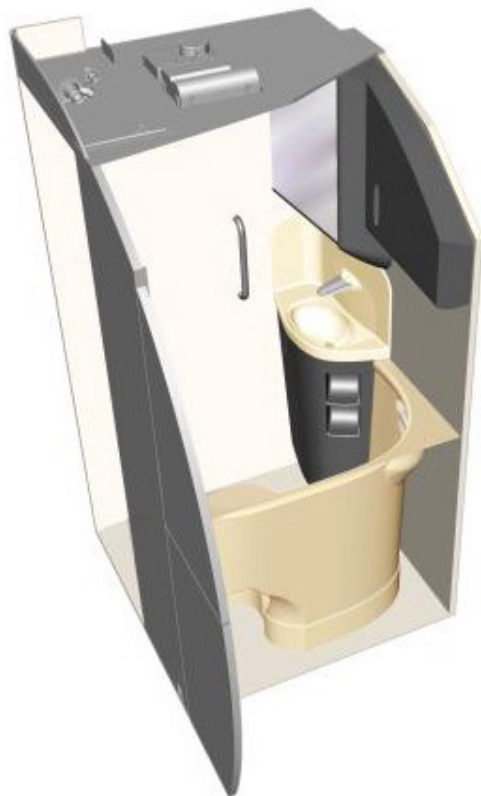


Bild 21: 3D-Entwurf Forward Lavatory 728 – Ligthing installations Virtual Reality

Die dadurch erzeugte emotionale Stimmung und Wahrnehmung müssen auch den multikulturellen Ansprüchen genügen.



Bild 22: Entwurf Lavatory – Virtual Reality



Bild 23: „Unterflur Sanitär und Relaxzone mit indirektem, sanften Lichtsystemen “ in Large widebody Aircrafts

4.6 MULTIKULTURELLE ASPEKTE in der KABINE

Durch die möglichen neuen Airline-Märkte werden die unterschiedlichen Multikulturellen Gruppen und Passagiere ein bedeutender Zuwachs im Passagieraufkommen werden.

Diese besonderen Gruppen, u.a. auch religiöse und ethnische Gruppen erfordern besondere Berücksichtigung in den Interior Licht- Designkonzepten.

Nicht zuletzt sind variable Kabinenfarben und wechselbare Licht- und Dekor-funktionen sinnvolle Umfeldfaktoren nicht nur für die genannten Gruppen, sondern für alle Menschen an Bord.

5. INDUSTRIAL DESIGN KONZEPT

Die Grundlage innerhalb eines Designkonzeptes für eine neue Kabine bilden genaue Analysen des Marktes, Vorgaben der Kunden, Vorschriften der

Zulassungsbehörden, Requirements des Herstellers sowie Abschätzung der zukünftig möglichen Szenarien.

Dabei spielen die technischen Möglichkeiten und Standards eine erhebliche Rolle. So sind für neue, innovative Ideen die bekannten alltäglichen Fragen der Ersatzteilversorgung mit Standard Leuchtstoffröhren realistische Umfeldfaktoren.

In enger Zusammenarbeit mit den kooperierenden Firmen entstehen zunächst Visionen und Annahmen für neue Kabinen-Lichtkonzepte.

Daraus folgende Empfehlungen werden anhand folgender Kriterien geprüft :

- Definition nach FAR/JAR 25
- Eindeutige und klare Baustrukturen und optimierte ergonomische Funktionen
- Ergonomische Farb- und Oberflächendefinition im Abgleich mit Lichtinstallation und Wirkung aller lichtleitenden Flächen.
- Kundenspezifische Lichtgestaltung
- Integration aller zukünftigen Kommunikationsmedien im Rahmen eines Lichtkonzeptes

5.1. Designkriterien KABINE:



Bild 24: Lichtdesign Entrance Area (Virtual Reality)

- Eindeutige und formal ansprechende Lichtsituation im EXIT/Empfangs- und Ausgangsbereich

- Klare und eindeutige Betonung der Bauteilstruktur und lichtorientierter Oberflächengestaltung in der Kabine
- Visuell vergrößertes Raumempfinden und heller, freundlicher Kabineneindruck aufgrund des Lichtkonzeptes
- Gegenmaßnahmen zu dem bekannten „Röhren- oder Tunnelleffekt“ durch Licht.
- Integration aller sichtbaren Fugenstrukturen, Bauteilbilder, Kanten, Ecken und Baugruppen unter Berücksichtigung der Lichtwirkung und -wahrnehmung.
- Optimierte Lichtgestaltung zur Unterstützung des Passagierkomforts
- Airline und Hersteller CI durch alle Möglichkeiten der Lichtinstallation.
- ergonomisch optimiertes Licht und Funktionen für Passagiere und Service-Personal
- Höchster Passagierkomfort für Lavatories, insbesondere für Handicapped – und Rollstuhlfahrer Passagiere durch ergonomisch qualifizierte Lösungen.
- Optimierte Arbeitsbedingungen für Galley
- Wartung, Service und Reinigung und Ersatzteilmontage für Kurzstrecken-Turnaround optimiert.
- Erweiterte Customizing Angebote durch individuelle Designlösungen



Bild 25: Ceiling und Exit Door Situation 728/928

5.1. Licht-Systeme in Rumpf und Kabine

- Definition aller Punkte und Schnittstellen zu Verkleidungsteile/Baugruppen, Klima, Licht, Elektrik, PSU und Fenster anbindung
- Berücksichtigung der variablen Layout-anordnung im System der Strukturstützen im Kabinenraum
- Cross Section und Montagepunkte/ Schnittstellen für Einbau und Wartung optimiert.

6. ZUKÜNFTIGE ENTWICKLUNGEN

Neue Lichtssysteme wie LED, Leuchtfolien, Lichtprojektionen und spezielle Oberflächen sind neue Generationen der Lichtinstallationen in Flugzeugkabinen.

Daneben wird immer mehr an klassischen Forderungen gearbeitet werden:

- Verminderter Reinigungsaufwand und Instandhaltung
- Verlängerte Serviceintervall
- Kürzeste Reparaturzeiten bei niedrigem Ausführungslevel mit zukünftig möglichen Dialog-Funktionen zum Hersteller

7. Referenzen

- Unterlagen und Dokumentationen der gemeinsamen Kabinenentwicklung Fairchild Dornier 728 (Herr Wolfgang Reuter)
- Vorlesungsskripte der HWA Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Prof. W. Granzeier, 4/03
- Designdokumentation BOEING 717, BOEING Long Beach und FACC-FISCHER, Ried Österreich /1995-97
- Blended Wing Body Cabin Study AC20.30, Workshop der TU München und HAW Hamburg, 2002
- Unterlagen und Technische Informationen der Firmen HELLA und DIEHL.

8. Bilder

Fairchild Dornier, Wessling, Realtime AG, München



DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT – LILIENTHAL-OBERTH E.V.
Wissenschaftlich - Technische Vereinigung

Auszüge aus dem Programm des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses 2004

Kabine I

Numerische und experimentelle Strömungsuntersuchungen in idealisierten Flugzeugkabinen

Genese von Luftkrankheit und Flugangst in Blended Wing Body Konfigurationen

Sanitärbereich - Neue Konzepte in der Flugzeugkabine

Kabine II

Evolution of Payload Systems - Air Travel in the 21st Century

Comfort in the Sky - An interdisciplinary approach towards cabin comfort innovations

From medical requirements to engineering solutions. Die Berücksichtigung von luftfahrt-medizinischen Erfordernissen in der Airbus Produktentwicklung

Sustained Engine Imbalance -
neue Anforderungen an Fluggastsitze

Dynamische Zulassung von Fluggastsitzen



Numerical and experimental flow studies of idealized aircraft cabins

G. Günther¹, J. Bosbach¹, J. Pennecot¹, C. Wagner¹, T. Lerche², S. Repp²

¹German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology,
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Germany

²Airbus Deutschland GmbH, Environmental Control Systems,
Kreetslag 10, 21129 Hamburg, Germany

Summary: For two different types of cabins of modern mega liners, passenger cabins and sleeping bunks, generic configurations have been investigated numerically by means of Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) computations and experimentally by particle image velocimetry (PIV) as well as thermography. In order to study the flow of fresh air along the luggage compartment, the real aircraft cabin has been reduced to the wider region around this compartment. From the crew rest compartments one single person sleeping bunk was considered. Comparisons between computations and measurements indicates that higher value low Reynolds number turbulence models are suited best to predict the complex 3D flow with separation.

Keywords: Digital human, CFD, PIV, indoor flow

Category: Ventilation in cabins of vehicles

1 Introduction

Confined mixed convection flows are of essential importance for a variety of practical applications like e.g. air-supply in offices or residential buildings, the cooling of micro-electronic devices, and the air conditioning of vehicle and aircraft cabins. The numerical prediction of such flows by means of computational fluid dynamics (CFD) opens up the possibility to optimise the design of configurations, while excessive prototyping can be prevented. One key issue during this task is the selection of the right method for turbulence modelling. Systematic comparative studies reveal large deviations between turbulence models when it comes to the quantitative description of mixed convection flows [1,2]. For cooling applications, especially the effect of flow reversal due to premature separation of the cooling wall jet is of importance [3]. Incautious use of inappropriate turbulence models in such configurations might prevent even the qualitative prediction of the flow direction [2]. Currently, significant research is performed in order to improve the predicting capabilities of CFD methods with respect to airflow and temperature distribution inside the aircraft cabin. MIZUNO and WARFIELD modified a CFD program to add capabilities of computing thermal effects and contaminants dispersion and treating the influence of obstructions such as passenger seats in aircraft cabins [4]. 3D-CFD computations in an aircraft fuselage section were also performed by SINGH et al. using a commercial software package [5].

Our study intends to understand the airflow and its effect on thermal comfort [15][16] in aircraft passenger cabins and sleeping bunks through numerical simulations and its experimental validation by PIV/thermography. This deeper understanding could help to support further improvements of

thermal comfort in transport vehicles, especially mega liners. Fig. 1 shows in the center the cross section of a modern mega liner with passenger cabins at two levels and bunks at the level of the cargo bay. On the left hand side the CAD representation of an idealized sleeping bunk and its mock up (below) can be seen. The right hand shows the same for idealized passenger cabin.

2 Idealized sleeping bunk

2.1 Configuration

From the crew rest compartments with up to 12 bunks one single person sleeping bunk was considered. For the experimentally investigated mock up the geometry was further simplified to a box of 0.60 m to 0.68 m height, 1.98 m length and 0.48 m to 0.55 m width. The inflow slot was of size 1.59 m x 15 mm and the outflow slot of 1 m x 80 mm. The air enters the mock up horizontally; see fig. 1 and fig. 2.

2.2 Numerical simulation

The RANS computations were performed with the commercial CFD code StarCD on a hybrid grid of tetras and prisms containing 381614 points and 11954505 volume elements, Fig. 2, 3. The smallest wall distance was chosen to achieve a dimensionless wall distance $y^+ < 1$. Because flow separation and vortices determine the flow, the Shih cubic low Reynolds $k-\epsilon$ turbulence model [12] was applied. The inflow velocity was 0.78 m/s at 15% turbulence intensity with a turbulent length scale of 1.5 mm. The heat release of the sleeping digital human was assumed to be 90 W in total, DIN 1946 [14]. At room temperature (23 °C) this heat release is transported by nearly equal part by convection, radiation and transpiration [14]. The convective

heat release was set to 27.8 W, the radiation heat release to 26.95 W. The assumption of an isotropic heat release of the naked human body is supported by the ability of the blood to transfer 130 W to the extremities at minimum heartbeat. The simplest radiation model was applied: The radiation from the digital human is transferred isotropic and directly to the bunk walls. Because of this the convective heat flux was modelled as a constant flux of 21.67 W/m² at the surface of the digital human. The radiation heat flux was modelled as a constant flux of 5.4 W/m² at the bunk walls. The flux results directly by dividing the corresponding heat release and the surfaces. The latent heat transport was not considered directly.

The constant heat flux simulation also has the advantage that its results are more easy to interpret than those of a constant surface temperature simulation, because airless of drought areas can be identified directly by the surface temperature. The computation was performed to converge to less than 1% error of the enthalpy balance to insure a converged temperature distribution. The inflow temperature was 20 °C and the mean outflow temperature 23 °C. The flow field is determined by a large convection vortex originating at the inflow slot, fig. 4. Separation of the injection jet occur at a run length of 0.53 m with reattachment at the long sidewall in front, fig. 6. The computation discovered a secondary flow from the foot to the head region at the ground plate; the orientation is reversed at the top plate. This secondary flow is caused by the shortened inflow/outflow slot with respect to the bunk length.

2.3 Experiment

In the experiment the flow was driven by suction to the outlet. The flow rate of 15 l/s was provided by a PIV calibrated tuneable fan at the end of a 2m long nozzle. Experiments with human test persons, fig. 7, 9, and a thermo dummy, fig. 5, providing 60 W of feel able heat were performed. The thermo dummy was a kind of mannequin in sleeping position providing a constant heat flux. The constant heat flux mode was described in [15] to be very stable and convenient to apply compared to constant surface temperature or comfort equation mode. The constant heat flux method also has the advantage to be easily interpreted. The mock up was insulated to be near adiabatic and pre heated for at least one day with the thermo dummy. Measurements were taken at steady state with respect to the enthalpy balance.

The thermography pictures were taken from the top of a 3 m boom in 2 sub domains, fig. 9. A longer boom of 4.5 m produced a wider field of view but a too poor special resolution because the infrared camera had only 257x207 pixels. For the determination of the velocity fields acrylic glass windows in top and front plane were used and the incoming air was seeded with small tracer particles of oil. The pulses of a water-cooled Nd:YAG

double oscillator (Brilliant Twins, Quantel) with a pulse energy of 350 mJ and a pulse duration of 5 ns was coupled into the mock-up through the top acrylic glass window and shaped into a light sheet by a cylindrical lens. A telescope consisting of two spherical lenses could adjust the thickness of the light sheet. With a first laser pulse, the particles inside the light sheet were illuminated, and their scattered light was recorded by a CCD-camera Camera (Sensicam QE, PCO) with an actively cooled CCD-sensor and a spatial resolution of 1378 x 1040. The camera was used in combination with an 85 mm lens with an aperture of 1.4. After 15 milliseconds, a second laser pulse illuminated the droplets, and a second picture of the particles was recorded. The double images were recorded at rate of 2.5 Hz. The local displacement of the particles between the two pictures is a measure of the local velocity of the air flow and can be determined with high accuracy by local cross-correlation algorithms [11]. The time averaged velocity fields were obtained as the mean of 500 instantaneous velocity fields.

2.4 Comparison between experiment and computation

Fig. 4, 5 show a very good agreement between the CFD and PIV in plane velocity fields. Only the vortex in the left most plane is underestimated by CFD. This also holds for fig. 6, 7 if the geometric difference between the bunks / (digital) persons is taken into account. The PIV measurements lack of spatial resolution at the top plate, because the resolution was just 7.5 mm (half the injection jet height), at an interrogation window size of 24x24. Additionally the field of view was not covering the whole cross section at the head to center region. The secondary flow from the foot to the head region at the ground plate discovered by CFD, which is of course invisible in the in plane velocity distribution, was confirmed by smoke visualisation experimentally. The temperature distributions at the ground plate and the (digital) human body of the computation, fig. 8, and the thermography, fig. 9, are quite comparable if we consider that the digital human was naked and the real human was fully dressed with naked arms and head. In the CFD result the right arm and leg are colder because of the stronger ventilation. This also holds for the experiment but the level is lower because of the regulating capacities of the human body. Because clothes insulated most of the body of the test person the naked arms released more heat than they would release if the body would be fully naked. This increased heat flux is also described in the literature [14] and can reach the double mean value at the head. In the minimal ventilated region of the armpit and the lower pelvis CFD over predicts the temperature for the reason that the assumption of a constant convective/-radiation heat flux is no more

valid since the ratio of the transpiration heat is significant higher in this region.

3 Idealized passenger cabin

3.1 Configuration

For the passenger cabin investigations the complex geometry of the aircraft cabin has been simplified to a generic case. We focused on the flow along the luggage compartment and close to the air inlet. As a consequence, only a part of the real aircraft cabin was modelled by the mock-up, see Fig. 1. The cabin itself has been reduced to a box of height 1.35 m, length 3.43 m, and width 2.0 m. Both, the computational domain and the mock up have been realized in full scale. The air enters the mock-up horizontally through three slot-shaped air inlets, which supply in total 40 l/s of air through slits with length 1.01 m and width 10 mm each. They are located regularly along the mock up 11 mm below the luggage compartment. The separation between the inlets amounts to 125 mm. The air outlet is located below the air inlet at the ground level of the mock-up. It spans over the whole length of the mock-up and has a width of 50 mm, see fig. 1, 10.

3.2 Numerical simulation

In order to limit the needed computational time, the simulations were performed for a sub domain of the whole model. Since the mock up is ventilated by three regularly spaced nozzles, the domain can be separated into three cells of equal size in which the flow is induced by one nozzle, see fig. 12, 11. Assuming that the flow within each cell is weakly influenced by the flow in the neighbouring cells, only the central cell was taken into account. It is symmetric; therefore it can be further reduced to one half of the cell (i.e. one sixth of the full domain) using symmetry boundary conditions, see fig. 10.

Three different groups of turbulence models were investigated:

- The low Reynolds number k - ϵ turbulence models for which the transport equations for the turbulence quantities are the same for the whole domain.
- The high Reynolds number k - ϵ turbulence models with wall functions for which the cross velocity and turbulence profile along the walls are given in terms of the normal distance to the wall. Those models are consequently poorly tailored to the case of jet separation.
- The two layer k - ϵ turbulence models where the transport equations of turbulent energy and dissipation equations are different for each layer: a low Reynolds number turbulence model is used close to the walls and a high Reynolds number turbulence model is used at a certain distance from the wall.

In this paper we also want to further investigate higher value turbulence models like the Shih cubic low Reynolds k - ϵ turbulence model [12].

For the low Reynolds number turbulence models the hybrid mesh for $y^+ = 1$ shown in Fig. 11, 12, with 343199 points, 1036033 volume elements was used. For the high Reynolds number turbulence models a second mesh with 166826 points, 901533 volume elements was needed to achieve a y^+ of 30. The simulations were performed with StarCD, a commercial code, which solves the Reynolds, averaged Navier Stokes (RANS) equations.

Fig. 13 shows the velocity magnitude for the cubic low Reynolds number k - ϵ turbulence model, where fig. 14 shows the same for the high Reynolds number k - ϵ turbulence model.

All simulations generated qualitatively similar results with respect to the overall flow structure. Due to the Coanda effect, the jet generated by the nozzle remains attached to the luggage compartment wall until shortly before the ceiling where it separates. The flow follows then each sidewall separating and reattaching at every corner, before it leaves partially through the outlet. In the core of the mock-up, the mean velocity is always very small.

3.3 Experiment

For measuring the cabin airflow by means of PIV an air cooled Nd:YAG double oscillator (Brilliant Twins, Quantel) with pulse energy of 160 mJ and pulse duration of 5 ns was used for illumination of the particles. The scattered light of the tracer particles was detected by a CCD-Camera (Sensicam QE, PCO) with an actively cooled CCD-sensor and a spatial resolution of 1378 x 1040. The camera was used in combination with lenses from Zeiss (Planar T* 1.4/85). While the flash lamps of the laser were operated at a repetition rate of 10 Hz, the pockels-cells as well as the camera were operated at a frequency of 2.5 Hz.

Small droplets of Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat (DEHS), synthetic oil, were used as tracer particles. For generation of the particles, a Laskin nozzle atomizer (Pivtec) was used in combination with an impactor, which prevents larger droplets from soiling the mock-up [11]. The generated particles have a mean diameter of 1 μ m and are stable in air for hours [11]. The light sheet thickness was adjusted for these measurements to 4 mm. As depicted in Fig. 15, the details of the wall jet can be resolved with high spatial resolution by the use of oil droplets as tracer particles. The interrogation window size amounted to 32 x 32 pixels, resulting in a spatial resolution of 17.5 mm. Since the velocity vectors determined by PIV always constitute the average over an area of the interrogation window size, an increase of the interrogation windows has two consequences for the wall jet [13]. First, the values at small distances from the wall are biased to zero due to the overlap

of the interrogation window with the border of the measurement domain. For larger distances, the values are too large due to the overlap with the jet peak. This leads to a shift of the maximum to larger distances from the wall. Second, the averaging leads to a broadening of the jet profile with increasing window size. As a consequence for validation of wall jet profiles, the field of view has been further reduced, so that the wall jet could be resolved with an interrogation window size of only 4 mm (24x24 pixel) [13]. To get a larger field of view also helium filled soap bubbles were used for seeding [13]. Due to the limited bubble density, the size of the interrogation windows had to be set to 48 x 48 pixels. Consequently, each vector shows the average velocity of an area of 70 x 70 mm. Therefore, the very beginning of the wall jet could not be resolved properly with this setup. Figure 16 shows the result of averaging the fields of 480 double images.

3.4 Comparison between experiment and computation

In the figures 17, 18, 19, the velocity magnitude is plotted as a function of the distance from the wall for the investigated turbulence models and the PIV results along the cutting lines A, B, C shown in figure 13. The turbulence models show significant differences in the description of the width and height of the wall jet. Obviously, the turbulence models belonging to the low Reynolds number $k-\epsilon$ group produce the smallest jet diffusion, followed by the high Reynolds number turbulence models, while the two layer turbulence models predict the largest beam. From all low Reynolds number turbulence models investigated the cubic low Reynolds number $k-\epsilon$ turbulence model gave the best match. The high Reynolds number $k-\epsilon$ turbulence model was not able to predict the separation at all, fig 18, 19. Since the PIV results of fig. 19 were obtained with the helium filled soap bubbles and large interrogation windows the velocity peak is underestimated by the experiment.

4 Conclusions

Aircraft cabin and bunk airflow has been investigated in a generic cabin/bunk mock-up by means of

numerical simulations as well as experimentally by PIV/thermography and a satisfactory agreement was achieved. It turns out, that for simulation of aircraft cabin/bunk flow low Reynolds number turbulence models have to be preferred to high Reynolds number or two layer turbulence models because their better ability to describe the jet diffusion and separation. Higher value low Reynolds number turbulence models are suited best to predict the complex 3D internal cabin flows with separation and vortices. For a better comparability between the numeric simulation and the experiment the thermography should be repeated with a naked or isotropic dressed human. A more detailed model of the digital human with respect to the heat release will enable to give even better assertions to thermal comfort of cabins/bunks in transport vehicles.

5 Outlook

Construction work is ongoing to enable the 3D measurement of temperature and humidity inside the bunk mock up. This work will also improve the modelling of the digital human and therefore the boundary conditions for CFD. New computations are planned taking in account the true mock up geometry to further improve the prediction quality of the CFD simulations.

While in the present paper, for the passenger cabin isothermal flows are studied, heating panels on the floor and at the overhead mock up contours make it possible to simulate experimentally the cooling case, where cold air enters the warm cabin and buoyancy effects come into play. Here special attention will be given to the effect of premature flow separation and its reliable prediction by CFD. For further improvement of the CFD results, simulations with $k-\omega$ type low Reynolds number turbulence models on refined grids will be considered.

Acknowledgements

Special thanks to D. Baumgarten, H. Richard and M. Thimm for assistance during the bunk experiments.

References

- [1] J.J. Costa, L.A. Oliveira, D. Blay: Test of several versions for the $k-\epsilon$ type turbulence modelling of internal mixed convection flows, *Int. Jour. Heat and Mass Transfer* **42** (1999)
- [2] D. Blay, S. Mergui, C. Niculae: Confined Turbulent Mixed Convection in the Presence of a Horizontal Buoyant Wall Jet, *Fundamentals of Mixed Convection* **213** (1992) 62.4391.
- [3] S.L. Sinha: Behaviour of inclined jet on room cooling, *Building and Environment* **36** (2001) 569.
- [4] T. Mizuno, M. Warfield: Development of Three-Dimensional Thermal Air Flow Analysis Computer Program and Verification Tests, *ASHRAE Trans.* **98** (1992) 329
- [5] A. Singh, M.H. Hosni, R.H. Horstman: Numerical Simulation of Airflow in an Aircraft Cabin Section, *Proceedings of the ASHRAE winter meeting* (2002).
- [6] F.S. Lien, W.L. Chen, M.A. Leschziner: Low-Reynolds- Number Eddy -Viscosity Modelling Based on Non-Linear Stress-Strain/Vorticity Relations, *Proc. 3rd Symp. on Engineering Turbulence Modelling and Measurements*, Crete, 1996.

- [7] B.E. Launder, D.B. Spalding: The Numerical Computation of Turbulent Flows, *Computational Methods In Applied Mechanics and Engineering* **3** (1974) 269.
- [8] S.H. El Tahry: k- ϵ Equation for Compressible Reciprocating Engine Flows, *AIAA, J. Energy* **7** (1983) 345.V.
- [9] Yakhot, S.A. Orszag: Renormalization Group Analysis of Turbulence, *Journal of Scientific Computing* **1** (1986) 1.
- [10] S. Hassid, M. Poreh: A Turbulent Energy Dissipation Model for Flows with Drag Reduction, *Journal of Fluids Engineering* **100** (1978) 107.
- [11] M. Raffel, C. Willert, J. Kompenhans: *Particle Image Velocimetry*, 1998, Springer.
- [12] T.H. Shih, J. Zhu, J.L. Lumley, A realizable Reynolds stress algebraic equation model, NASA Tm-105993, 1993
- [13] J. Bosbach, J. Pennecot, C. Wagner, M. Raffel, T. Lerche, S. Repp, *Numerical and experimental simulations of turbulent ventilation in aircraft cabins*, Proceedings of the ASME-ZSIS International Thermal Science Seminar II, 2004
- [14] Recknagel, Sprenger, Schramek, *Taschenbuch für Heizung + Klimatechnik*, Oldenbourg Verlag München, 2004
- [15] G. da Silva, *Measurements of comfort in vehicles*, Measurement Science Technology **13**, 2002
- [16] International standards Organisation, ISO 7730 *Moderate Thermal Environments – Determination of the PVM and PPD Indices and the Specifications of the Conditions for Thermal Comfort*, 1993

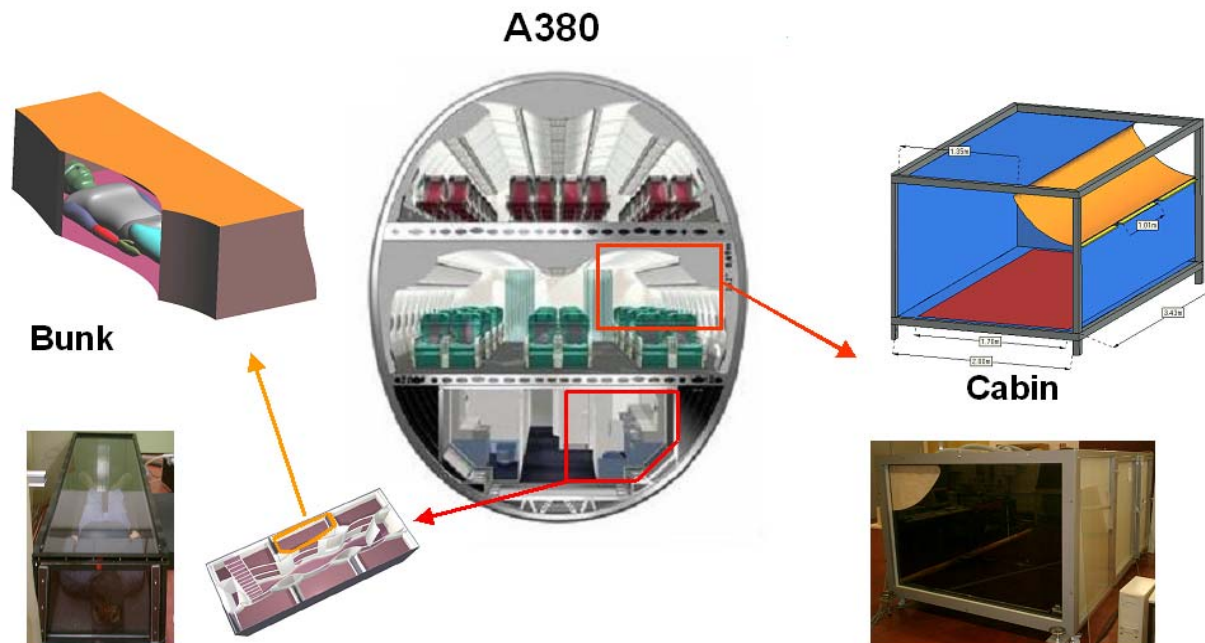


Figure 1: Placement of bunks and cabins in a modern mega liner

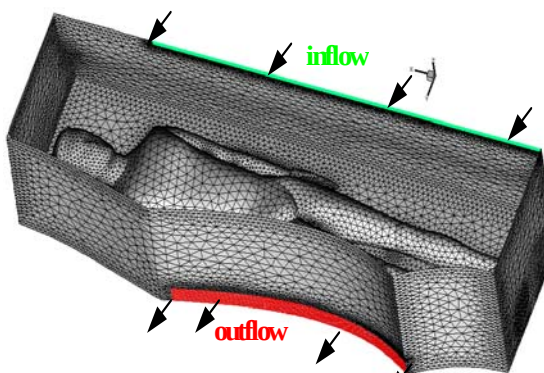


Figure 2: Computational surface mesh of bunk

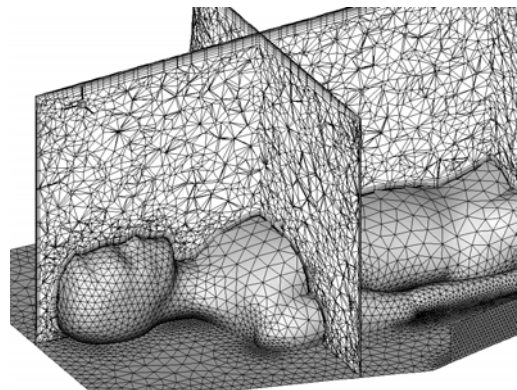


Figure 3: Computational hybrid mesh of bunk in detail

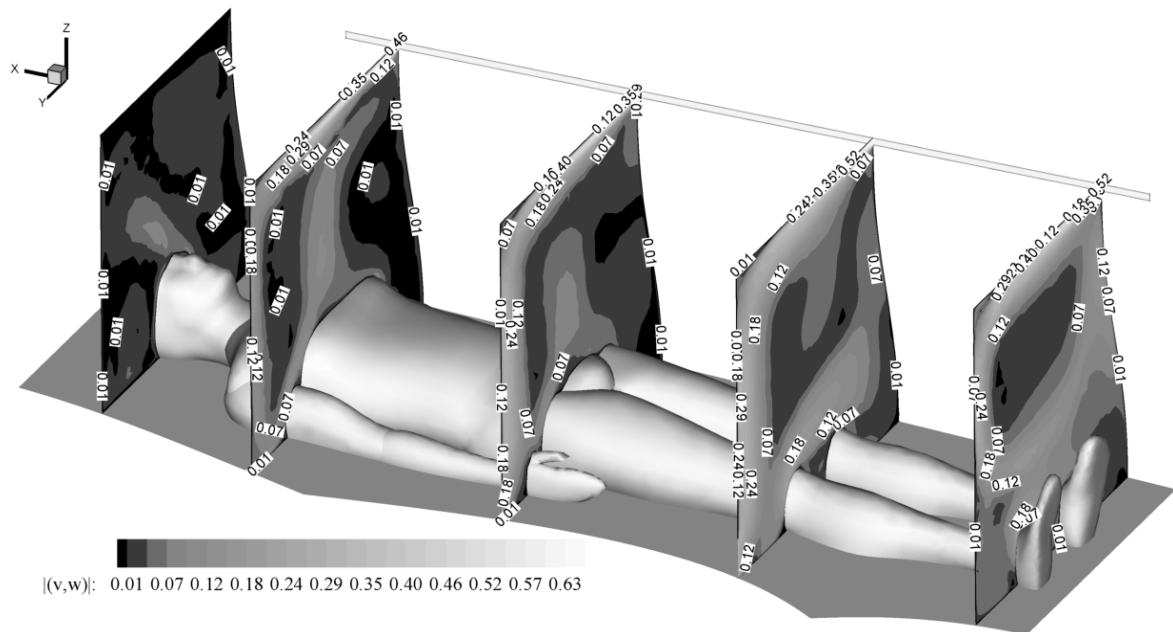


Figure 4: Predicted in plane velocity magnitude by CFD computation for five planes

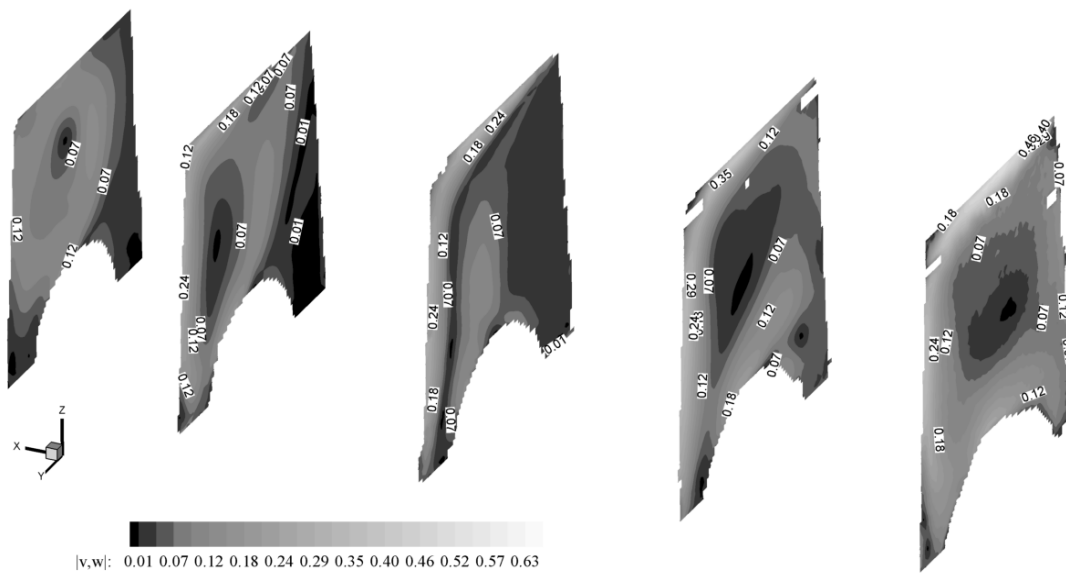


Figure 5: Measured in plane velocity magnitude by PIV for five planes

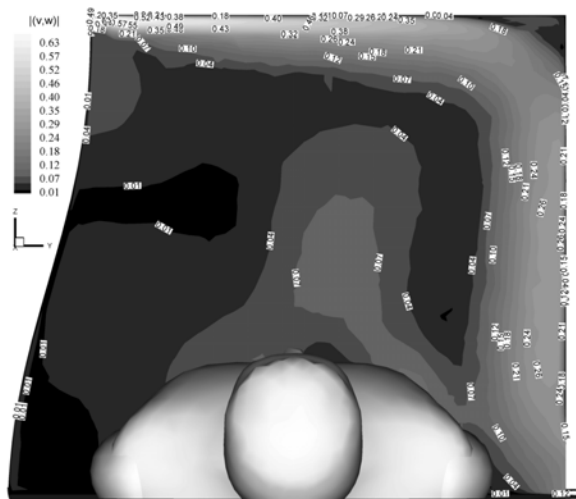


Figure 6: In center plane velocity magnitude predicted by CFD

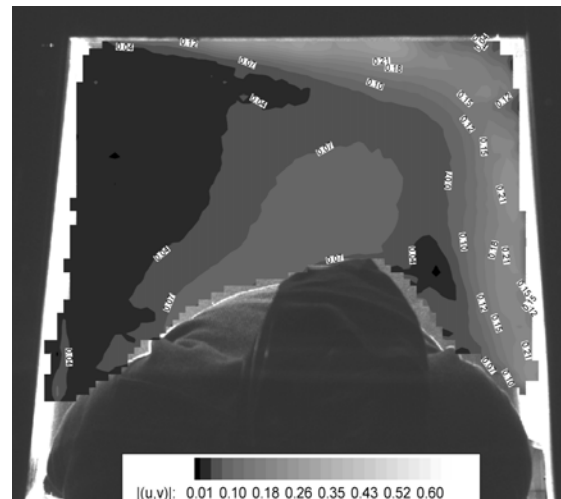


Figure 7: In center plane velocity magnitude experimentally obtained by PIV

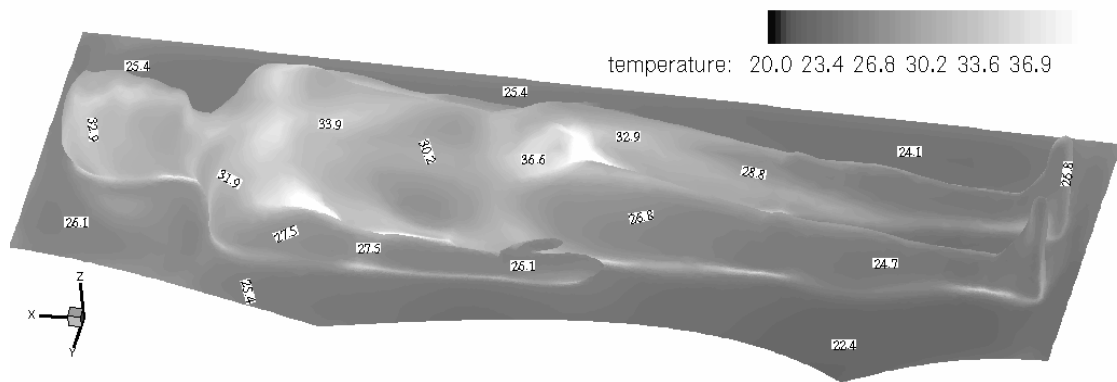


Figure 8: Predicted surface temperature distribution by CFD

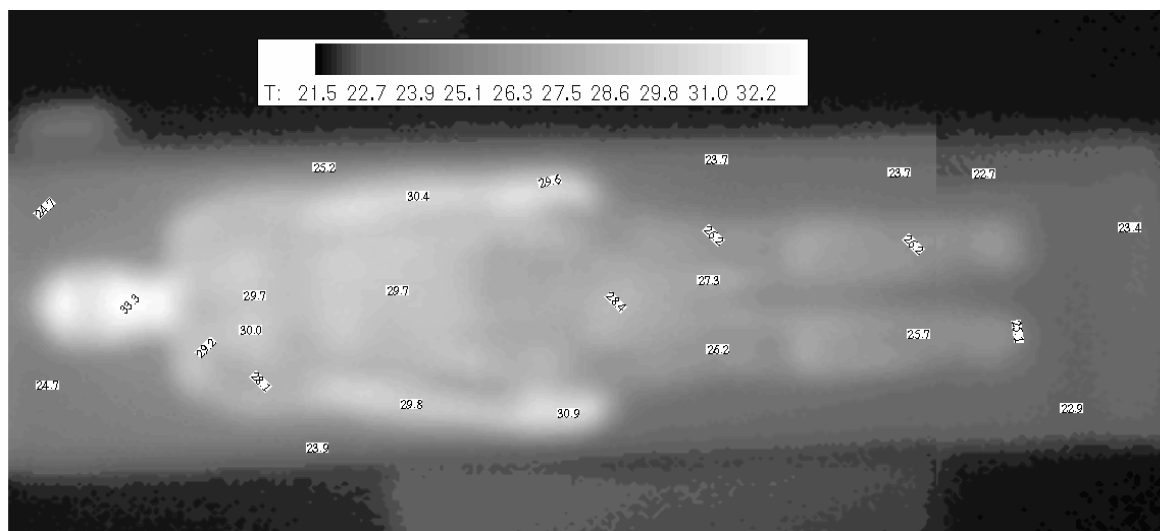


Figure 9: Surface temperature distribution measured by thermography

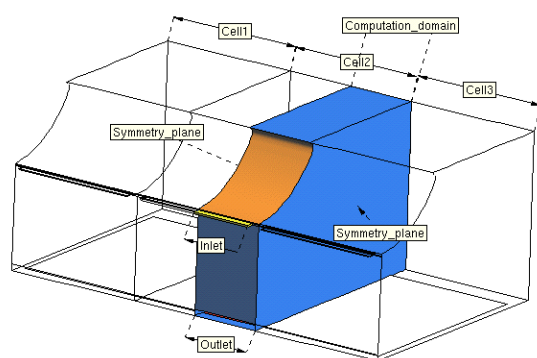


Figure 10: Computational domain of cabin

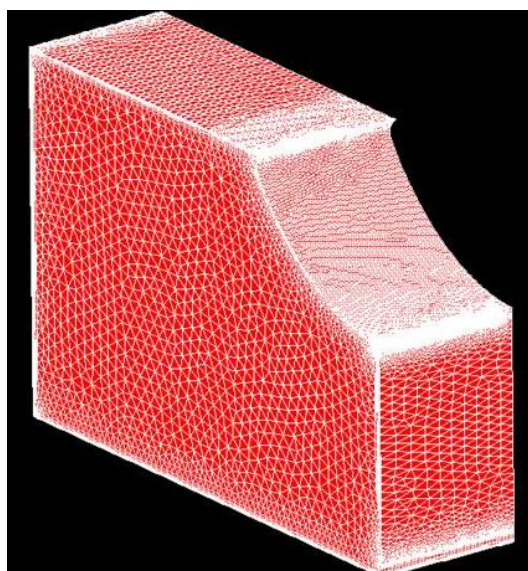


Figure 11: Hybrid computational mesh of cabin

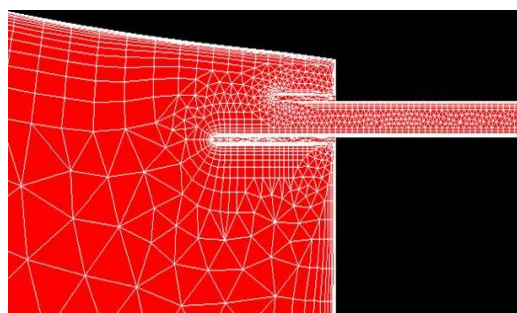


Figure 12: Detail of the hybrid computational hybrid mesh at the inflow

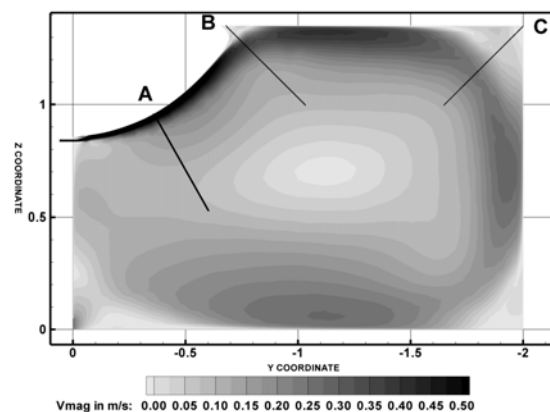


Figure 13: In symmetry plane velocity magnitude obtained by CFD with low Reynolds number turbulence model applied

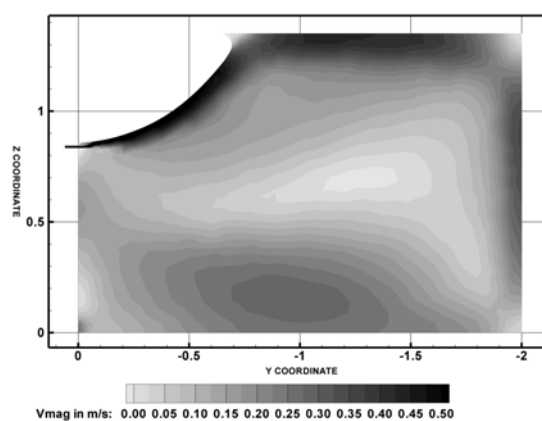


Figure 14: In symmetry plane velocity magnitude achieved by CFD and high Reynolds number turbulence model used

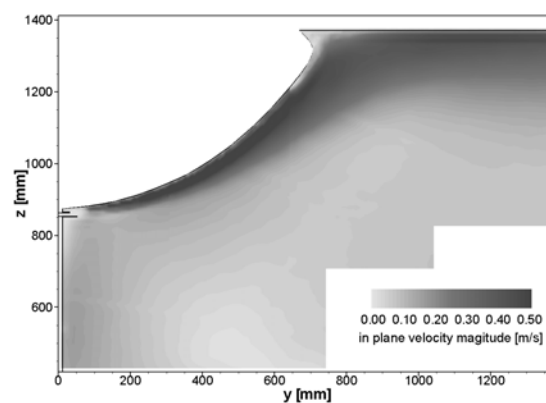


Figure 15: In symmetry plane velocity magnitude by PIV and DEHS seeding

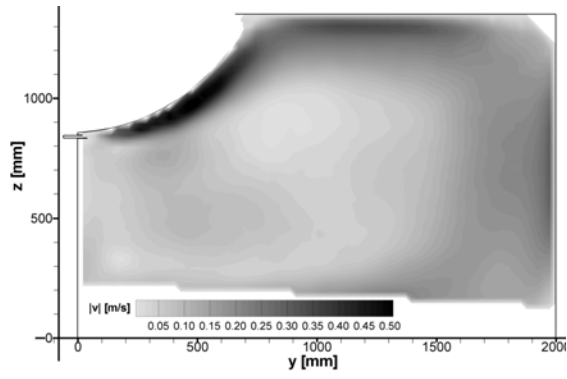


Figure 16: In symmetry plane velocity magnitude by PIV and helium bubble seeding

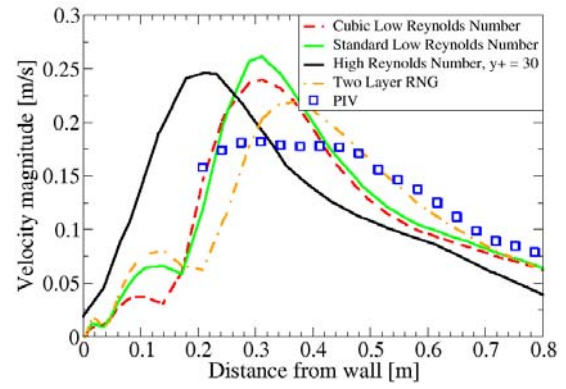


Figure 19: Velocity magnitude comparison at cut C

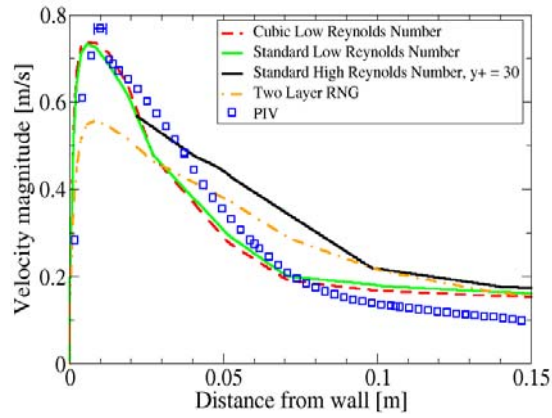


Figure 17: Velocity magnitude comparison at cut A

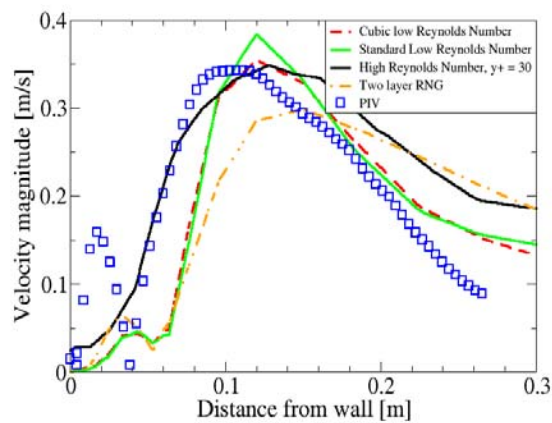


Figure 18: Velocity magnitude comparison at cut B

SANITÄRSYSTEME

- Neue Konzepte in der Flugzeugkabine -

Prof. Werner Granzeier

HAW Hamburg - Fb Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau –Schwerpunkt K.KS - Kabine
Kabinensysteme



1. Einführung

Die Flugzeiten neuer Langstreckenflugzeuge erreichen 18 Flugstunden auf der transkontinentalen Routen. Die Forderungen nach Passagierkomfort konzentrieren sich im einzelnen immer mehr auch auf die Sanitärsysteme an Bord

Die technische und ergonomische Komplexität moderner Lavatories, Shower, Urinals, Refreshment rooms e.g. lässt sich heute durchaus mit anderen Kabinenschwerpunkten wie Cockpit, Galleys und VIP Aereas vergleichen.

Die Schnittstelle zwischen Technik, Airlineservice und Passagier bekommt höchste Priorität.

In allen Flugzeugkabinen müssen Sanitärsysteme den umfassendsten

ergonomischen, funktionalen und psychologischen Anforderungen und Zertifizierungsvorschriften entsprechen.

Unter Berücksichtigung technischer Rahmenbedingungen (Leichtbau – Reinigung – Beanspruchung – Service), neuer Technologien (LED Beleuchtung – Kommunikationssysteme – Nano Oberflächenbeschichtung – Akustikkomfort – Klimaführung) und Benutzeremotionen (Einziger Raum für unbeobachtete Nutzung durch alle Passagiere)

Die Basis für dieser Erfahrungen bilden realisierte Kabinen für Airbus A320, 318,319,321, Boeing B 717, BBJ, Fairchild Dornier 728/928 und weitere Projektbeispiele und Forschungsarbeiten.

2. Sanitärsysteme in Passagierkabinen

2.1 Design Grundlagen für Sanitärsysteme:

- Ergonomischer Höchststandard für alle MMS (Mensch-Maschine-Schnittstellen) unter Berücksichtigung der Wahrnehmungsgewohnheiten und Verhaltensweisen, Sicherheitsbedürfnisse und emotionalen individuellen Verhaltensmuster innerhalb der „Single-Räume“.

- Klare und eindeutige Information der Funktionen in der Lavatory-Kabine durch Formen, Flächen, Farben und optimierte Produktgrafik in allen Bereichen

- Höchste Designqualität durch Betreuung der Entwicklung, Konstruktion und Produktion aller Details vom ersten Entwurf bis zur fertigen Kabine.

- Höchster Standard für Akustik und Klimaführung als Ergänzung zum Designfaktor Passagierkomfort in Sanitärräumen in der Kabine.

Sicherheitsmaßnahmen, Notevakuierung, und textarme visuelle Kommunikation (Logos, Signets und eindeutige Funktionserklärungen) sind allgemeine Forderungen mit höchster Priorität.

Die komplexen Anforderung entstehen bei allen Sanitärräumen durch die Benutzung der behinderten Passagiere.

Ein großer Teil dieser wachsenden Passagiergruppe muß die Assistenz einer

zweiten Person in Anspruch nehmen.

Weitere zukünftige Schwerpunkte sind Lavatories für weibliche Passagiere, Urinals für männliche Passagiere, Refrehsment Rooms, Mutter-Kind Räume, Duschen, Relaxräume, und medizinische Betreuungs-Räume.

Nachfolgend werden einige Beispiele aus früheren Flugzeugkabinen vorgestellt.

Den gegenwärtigen Stand gibt das Bild 1 wieder: Lavatory der B 757-300.

Zukünftige Studien werden durch Boeing 7E7 Kabinenkonzepte in Bild 2 gezeigt.



Bild 1: B 757 – 300 Lavatory, NWA Airline, USA



Bild 2: Sales Mock up BOEING 7E7

3. Sanitärräume und Layoutkonzepte

Innerhalb des Gestaltungsprozesses im General Layout einer Kabine werden aufgrund der technischen, funktionalen und ergonomischen Bedingungen, Vorschriften und Bauanordnungen die Positionen der Nutzungsfunktionen geplant.

Neben der rein funktionalen Einordnung in die Rumpfstruktur (Wasser, Abwasser, Elektrik, Klima, Kommunikation, Security/Safety) werden alle Aspekte der Auswirkungen auf den Passagierkomfort, die Passagiersicherheit und die Servicebeziehungen Crew-Passagier einbezogen.

Die gesamte Kabinenkonfiguration wird auf den jeweiligen Kunden abgestimmt und vorbereitet.

Diese Vorentwurfsphase wird im „Ergonomic Experimental Mock up“ untersucht und in Abstimmung mit Hersteller und Airlines festgelegt.

3.1. Entwurfsphase Sanitärräume / Lavatories

Nach Definition aller Parameter, Kriterien, Vorschriften und Kundenwünsche werden erste Designkonzepte visualisiert.

Dabei werden langfristige Designstrategien für Produkte mit einem Lebenszyklus von über 20 Jahren ein wichtiger Bestandteil der langfristigen Produktplanungen.

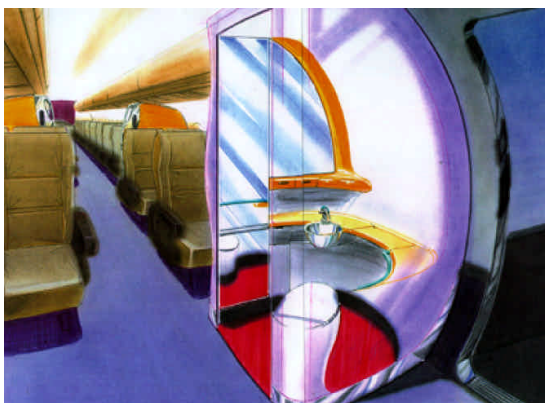


Bild 3: B 717 – 200 Lavatory Designrendering



Bild 4: „Unterflur Sanitär und Relaxzone mit Duschen, Fitness- und Kommunikationszonen in zukünftigen Large Widebody Aircrafts.

3.2 Ergonomic Experimental Mock up

Die komplexe Gestaltung und funktionale Entwicklungen werden in einem „Ergonomic Experimental Mock up“ in 1:1 bearbeitet und effizient entschieden.



Bild 5: Ergonomic Digital Mock up 728 Forward (Fairchild Dornier 728 Forward Lavatory

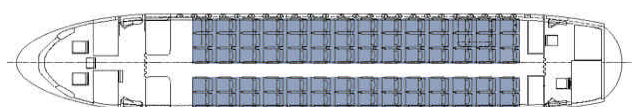


Bild 6 : Seat Layout eines Kurzstreckenflugzeuges



Bild 7 : Lavatory Experimental Mock up LAV97 Handicapped Lav for Onboard Wheel chair



Bild 8: Ergonomic Experimental Mock up (Fairchild Dornier 728 Forward Lavatory)



Bild 9: Designkonzept Handicapped Lav 728

3.3. Check der Designkriterien

- Definition nach FAR/JAR 25
- Eindeutige und klare Baustrukturen und optimierte ergonomische Funktionen und Sicherheitsitems (Rauchmelder, Oxygenmasken, Notruf, Kommunikation)
- Ergonomische Farb- und Oberflächendefinition (Neutrales Schminklicht, Spiegelnutzung, Kunden CI, Reinigung, Verschmutzungsprävention)
- Kundenspezifische Raumgestaltung für besondere Passagiergruppen (Male-Female - Ethnische Gruppen, Senioren, Kinder)
- Integration aller zukünftigen Kommunikationsmedien im Rahmen des zu verbessernden Passagierkomfortes

3.4 Sales Mock up

Um den Passagier Forderungen und den Airline Requirements rechtzeitig zu entsprechen, werden immer häufiger Sanitärräume in seriennahen Mock ups präsentiert

4. Konzept- und Produktbeispiele

Nachfolgend werden einige Beispiele aus Entwicklungsprozessen oder aus Projektarbeiten von Firmen und Hochschulen präsentiert.

Die Beispiele sollen Diskussionen anregen und mögliche Innovationsimpulse geben.

4.1. Smallest Lav for Regionalliner

Für die Kabine eines Regionalliners wurde die zur Zeit kleinste Flugzeuglavatory entwickelt. Durch die Reduzierung auf den absolut minimalsten Raumbedarf bei normaler Nutzung wurden alle notwendigen Designkriterien zur optimalen Wahrnehmung des Raumes eingearbeitet.

Wesentliche Prozessschritte waren die Raumermittlung per 3-D Digital Mock up und das Sales Mock up für die Kunden- und Zulieferpräsentation. (Bild xx)

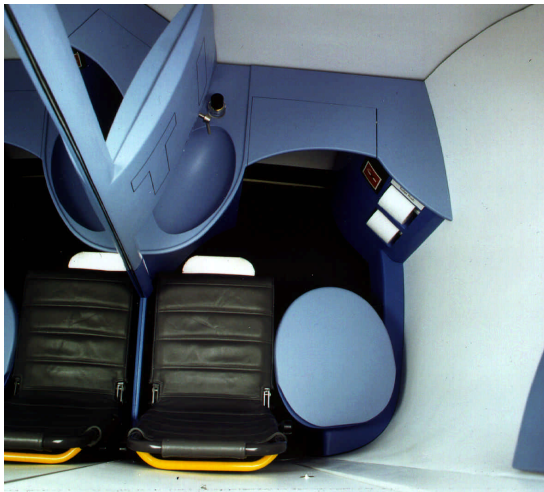


Bild 10: Sales Mock up LAV97 mit Rollstuhl



Bild 11: Lavatory Detail - Waschtisch 728



Bild 12: 3-D Digital Mock up 728 Fairchild Dornier

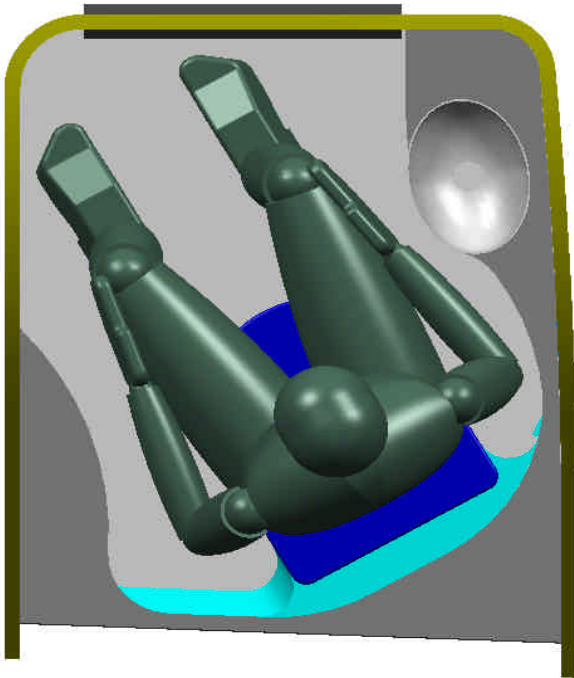


Bild 13: Digital Mock up 728 Fairchild Dornier (iDS Hamburg)

4.2. Handicapped Lavs for regionalliner

Innerhalb der Sanitärsysteme für Regionalliner wurde im Heckbereich die bisher einzige Rollstuhlfahrer geeignete Lavatory entwickelt. Der insgesamt vergrößerte Raum erhält auch z.B. Babywickeltisch, Ganzkörperspiegel und zusätzlichen Stauraum. (Bild)



Bild 15: Kabinen Mock up 728 Fairchild Dornier – Ansicht Handicapped Lavatory im Heckbereich



Bild 14: Sales Mockup 728 Fairchild Dornier Forward Lav (iDS)



Bild 16: Sales Mock up 728 Fairchild Dornier Ansicht Handicapped Lavatory im Heckbereich (iDS Hamburg)

4.3. Handicapped Lavs for all Narrowbody aircraft - LAV97

Durch Gespräche und Diskussionen mit Herstellern, Airlines, Verbänden und zahlreichen Passagieren wurden erhebliche Komfortmängel in allen Narrowbody Kabinen bekannt. Die menschenwürdige Nutzung von Handicapped Lavatories in den Narrowbody Kabine ist zur Zeit nicht möglich. Zwar gibt es vergrößerte Lavatories für Narrowbody Flugzeuge um den Preis einer Sitzreihe oder einer 2er oder 3er Sitzkombination.

Auf dieser Analysebasis wurde von Studenten der HAW Hamburg und den Hamburger Firmen Innovint, Comtas und iDS ein funktionierendes Konzept auf der gleichen Grundfläche wie bisherige Lavatories entwickelt und präsentiert.

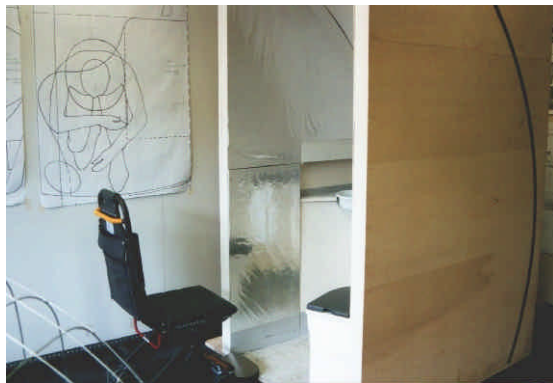


Bild 17 : Lavatory Experimental Mock up LAV97
Handicapped Lav for Onboard Wheel chair

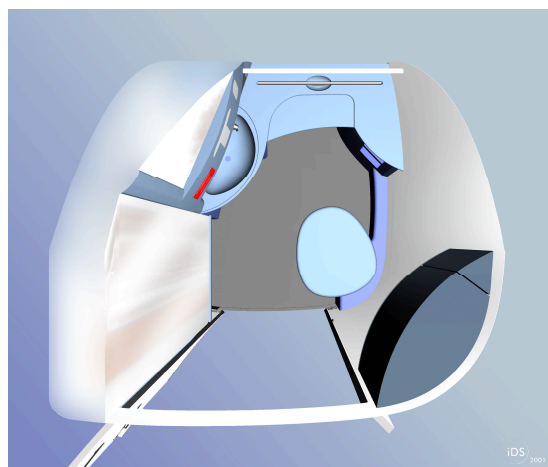


Bild 18 : 3-D Lavatory Mock up LAV97

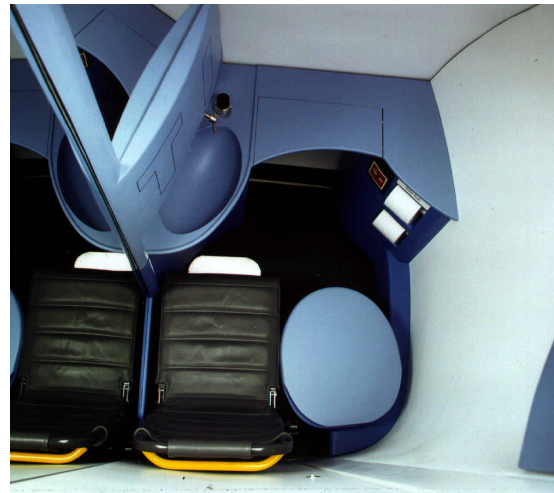


Bild 19 : Lavatory Sales Mock up LAV97 mit
Rollstuhl (Innovint, Hamburg)

4.4. Urinal for male passengers

Zu den innovativen Ansätzen in zukünftigen Sanitärsystemen werden auch Urinale für männliche Passagiere gehören. Diese Unterscheidung ermöglicht besonderen Komfort und eine deutliche Reduzierung der Reinigungsintervalle bei herkömmlichen Lavatories.

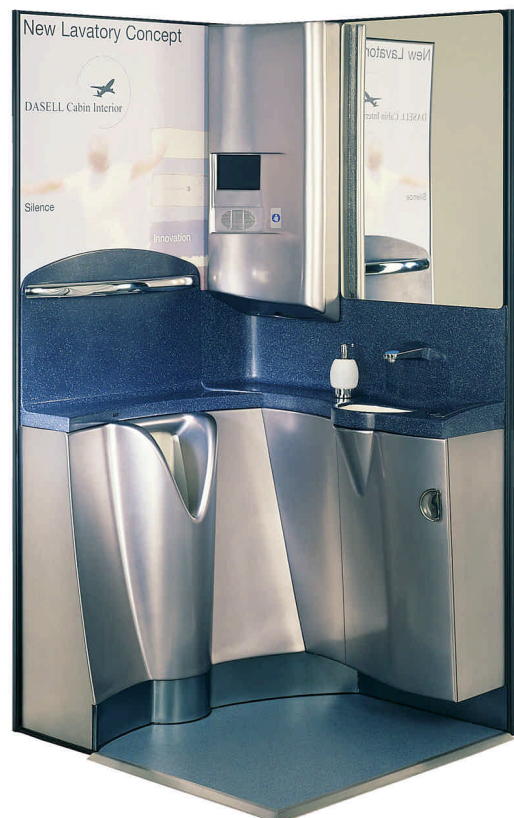


Bild 20: Urinal Sales Mock up für DASELL

4.5. Increased Lavatory für Widebodies

Die nachfolgende Designstudie für DASELL Cabin Interior präsentiert einige besondere Details für zukünftige Lavatories.

So sind neue Staumöglichkeiten, verbesserter Wasteservice, Ablageregale und hochwertige Waschtischumgebung mit neuen LED Beleuchtungen integriert.



Bild 21: Sales Mock up New Lavatory Concept – iDS Hamburg für DASELL Cabin Interior



Bild 22: Waschtisch, Wasserhahn und Waste

4.6. MCL - Multicultural (Touchless) Lavatory

Aufgrund verschiedener Recherchen durch Kontakte mit arabischen und asiatischen Airlines Airlines und Diskussionen mit Lavatory Herstellern wurde der Bedarf nach einer „berührungslosen“ Toilette erkennbar. Erhebliche Schäden durch immer mehr Passagiere, die mit dem Gebrauch „westlicher“ Toiletten nicht vertraut waren, erforderten neue Ideen und Untersuchungen.

Im Rahmen einer Diplomarbeit an der HAW Hamburg (Herr A. Wilhelm und Herr H. Meints) wurden erste ergonomische Grundlagen erarbeitet.



MCL

iDS © 03/02

Bild 23: 3D Ansicht der Raumanordnung in vorhandenen Lavatory Systemmaßen.

Auf der Basis vorhandener Grundrisse wurde durch neue Layoutanalysen und Funktionsuntersuchungen das abgebildete Konzept entwickelt und extern weitergeführt.



MCL

iDS © 03/02

Bild 24: Ansicht von oben zur Darstellung des speziellen Layouts

4.7. Refreshment rooms

Für die zukünftige Anpassung des Passagierkomforts und der zu erwartenden Bedürfnisse auf Langstreckenflügen (zur Zeit beginnen Flüge von 18 Stunden Flugzeit) werden Räumlichkeiten zur Körpererfrischung und besonderem Serviceangebot für Eltern/Kleinkinder erforderlich.

Zu diesen Themen sind im Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau der HAW erste Ergonomieuntersuchungen in der Größe vorhandener Lavatory Housings durchgeführt und präsentiert worden.

4.8. Shower studies

Bei aktuellen und zukünftigen VIP Kabinenkonzepten ist der Passagierkomfort einer Dusche oder kombinierten Lav/Shower Rooms heute schon eher Standard.

Für Langstreckenkabinen werden erste Forderungen von Airlines und Passagieren formuliert und angedacht.

Neben der erheblichen Frage des Wassergewichtes in Verbindung mit Wasser - Recycling sind einige grundlegende Fragen noch zu lösen.

Um den derzeitige Angebotsstand zu zeigen, findet sich in Bild 24 ein Angebot der Firma DASELL, Hamburg.



Bild 25: 3-D Ansicht eines Shower-Rooms aus dem Wahrnehmungsfeld eines Passagiers

4.9. Lavatories Cabin layout for BWB future cabin concepts

Im Rahmen zukünftiger Kabinenkonzepte werden auch neue Layoutideen in BWB Langstreckenflugzeugen untersucht.

Bei dem von Hochschulen bearbeiteten Nurflügelflugzeug (Studie AC20.30) werden unterschiedliche Nutzungen angedacht.

Im Unterflur Raum können komplette Sanitäreinheiten mit Wellness- Zonen und Medizinischen Räumen für zukünftigen Passagierkomfort entwickelt werden.

Die folgenden Bilder zeigen eine Rauman sicht im Unterflur-Bereich (Bild 26) und ein Gesamtlayout (Bild 27)



Bild 26: „Unterflur Sanitär und Relaxzone mit Duschen, Fitness- und Kommunikationszonen

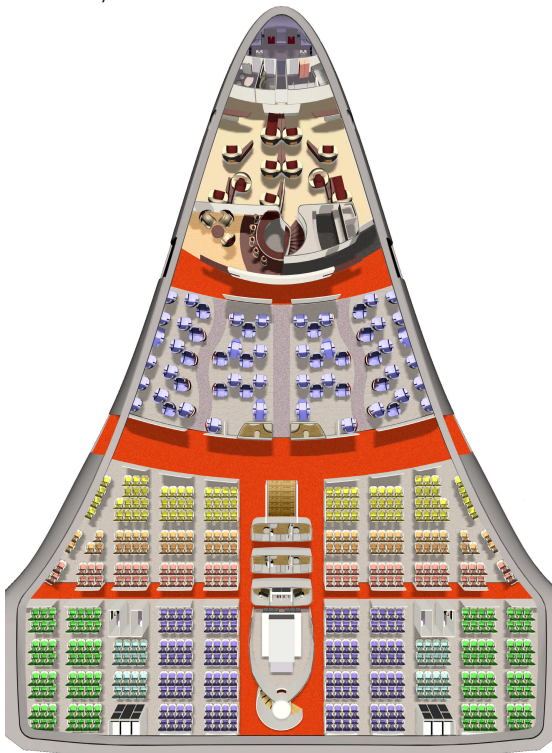


Bild 27: Zukünftiges Kabinen Layout eines Blending Wing Body Aircrafts



Bild 28: Flugmodell AC20.30 der HAW Hamburg

5. Quellenangaben

- Fotos und Zeichnungen ohne Angaben vom Verfasser
- Fotos 20, 21, 22 von DASELL
- Fotos 13, 14, 15, 16, 17, 18 von Fairchild Dornier
- Fotos 24, 25 von iDS

Copyright 6/2004 Prof. Werner Granzeier

DYNAMISCHE ZULASSUNG VON FLUGGASTSITZEN

W. Geiwiz; J. Breuer; K.M. Müller; Dr. C. Schrempp
RECARO Aircraft Seating GmbH & Co. KG
Daimlerstrasse 21; 74523 Schwäbisch Hall

1. RÜCKBLICK

Das Flugzeug gilt seit langem als eines der sichersten Verkehrsmittel weltweit. Doch trotzdem kommt es immer wieder zu schweren Unfällen mit Personenschaden. In den letzten Jahrzehnten wurden solche Vorfälle sehr genau untersucht, um die Ursachen zu klären und um geeignete Maßnahmen zu ergreifen, die eine Wiederholung eines gleichartigen Unglückes verhindern.

Im Rahmen dieser Flugunfalluntersuchungen wurde nicht nur Ursachenforschung betrieben, sondern auch versucht, den Unfallhergang und dessen Einfluss auf die Flugzeuginsassen zu ergründen. Bei diesen Untersuchungen stellte sich heraus, dass es insbesondere bei Unfällen von Passagierflugzeugen doch deutliche Unterschiede hinsichtlich der Anzahl und Schwere der geschädigten Flugzeuginsassen gibt. Dabei konnte folgende Regelmäßigkeit gefunden werden: Wenn ein Flugzeuginsasse, nachdem das verunglückte Flugzeug zum Stillstand kommt, noch bei Bewusstsein ist, sich allein aus seinem Sitz befreien und den Sitz verlassen kann, so ist die Chance die „Post Crash Katastrophen“ zu überleben sehr gut.

Eine wichtige Rolle in diesem System stellt der Sitz als Schnittstelle zwischen Insasse und Flugzeugstruktur dar. Aufgrund der oben beschriebenen Randbedingungen wurden die Anforderungen an Fluggastsitze erweitert, um diese Aspekte zu berücksichtigen.

Bis zu Beginn der 80er Jahre wurden die Crashlasten für Fluggastsitze lediglich über statische Tests nachgewiesen. Die in den 70er Jahren begonnenen Untersuchungen von FAA und NASA zeigten jedoch sehr deutlich, dass diese statischen Nachweise nicht ausreichend sind [1]. Im Rahmen dieser Untersuchungen wurde eine umfangreiche Datenbasis erstellt und ausgewertet. Grundlagen hierfür waren zunächst die Untersuchungsergebnisse von Flugunfällen. Ausgehend davon wurden verschiedene Modell- und Komponentenversuche durchgeführt. Ergänzt wurden die experimentellen Ergebnisse um analytische Berechnungen. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen wurden dann in einem Full-Scale Crash Test überprüft. Der „Controlled Impact Demonstration“ (CID) Versuch wurde im Dezember 1984 mit einer vollinstrumentierten Boeing B720 durchgeführt. Als ein Ergebnis dieses Versuches konnten die analytischen Methoden zur Berechnung der Interaktion der verschiedenen Flugzeugkomponenten beim Aufschlag verifiziert werden (insbesondere auch die für den Flugzeuginnenraum).



BILD 1. CID – Controlled Impact Demonstration

Damit war eine breite Datenbasis vorhanden, um die dynamischen Anforderungen an Fluggastsitze in Passagierflugzeugen definieren zu können. Diese Forderungen sind mit dem 14 CFR Part 25 [2], Amendment 25-64, (Effective Date June 16, 1988) bzw. mit Change 13 der JAR 25 [2] für alle neuen Flugzeugtypen vorgeschrieben.

2. ZULASSUNGSVORSCHRIFTEN

Die Forderungen haben letztlich zu einer ganzen Reihe von Änderungen an bestehende Bauvorschriften bzw. zu neuen Vorschriften geführt. Die wichtigsten Vorschriften sind im folgenden kurz erläutert.

2.1. CS/JAR/FAR 25.561

In der CS/JAR/FAR 25 [2] im Paragraph 25.561 sind die statischen „Emergency Landing Conditions“ beschrieben. Der Paragraph definiert welche unterschiedlichen statischen Lastfälle für die Sitzstruktur nachzuweisen sind. Diese Bauvorschrift ist für Flugzeughersteller gültig. Inhaltlich unterscheiden sich die europäische und amerikanische Bauvorschrift nicht.

2.2. CS/JAR/FAR 25.562

In der CS/JAR/FAR 25 [2] im Paragraph 25.562 sind die „Emergency Landing Dynamic Conditions“ beschrieben. Der Paragraph definiert welche unterschiedlichen dynamischen Lastfälle nachzuweisen sind und welche Belastungsgrenzen dabei für den Passagier nicht überschritten werden dürfen. Diese Bauvorschrift ist für Flugzeughersteller gültig. Inhaltlich unterscheiden sich die europäische und amerikanische Bauvorschrift nicht.

2.3. AC 25.562 1B

Das Advisory Circular 25.562 1B [3] beschreibt detailliert welche dynamischen Nachweise für das Sitzrückhaltesystem und den Insassenschutz geführt werden müssen. Es ist als Interpretationshilfe zur Bauvorschrift CS/JAR/FAR 25.562 geschrieben.

Da in einem Flugzeuglayout eine Vielzahl unterschiedlicher Sitze auftauchen, gibt das AC Richtlinien vor nach denen die Sitze zu Sitzfamilien zusammengefasst werden können. Davon abhängig wird die Anzahl der durchzuführenden Versuche aufgezeigt. Dadurch kann die Zahl der für die Nachweisführung notwendigen Versuche deutlich reduziert werden. Darüber hinaus wird aufgezeigt, ob nachträgliche Änderungen am Sitz bzw. an Sitzkomponenten zusätzlicher Tests bedürfen oder nicht.

2.4. (E)TSO C127a

Die TSO-C127a sowie die ETSO-C127a [4] definieren die minimalen Forderungen, die ein Sitzsystem für Hubschrauber, Passagierflugzeuge und kleinere Reise- und Geschäftsflugzeuge erfüllen muss. Diese Bauvorschrift ist für Sitzhersteller gültig.

Sie ist eine Zusammenfassung aller Bauvorschriften, die ein Sitz erfüllen muss, damit er in ein Flugzeug eingebaut werden darf.

2.5. SAE AS8049

Die SAE AS8049 [5] beschreibt detailliert die Standardforderungen, die an Fluggastsitze in Hubschraubern, Passagierflugzeugen und kleineren Reise und Geschäftsflugzeugen gestellt werden.

Zusätzlich enthält die AS 8049 Richtlinien zur Auslegung von Komponenten. Diese Auslegungsrichtlinien sollen einen zuverlässigen Einsatz unter allen Betriebsbedingungen sicherstellen.

3. DYNAMISCHE ZULASSUNGSVERSUCHE

Aus den im vorangegangenen Abschnitt erläuterten Zulassungsvorschriften resultiert eine Reihe von dynamischen Nachweisen, die für jeden neuen Sitztyp, abhängig vom jeweiligen Sitzlayout, zu erbringen sind.

Die Nachweise lassen sich grob in Versuche zum dynamischen Strukturnachweis und in Versuche zum Nachweis von Verletzungskriterien unterteilen.

Das nachfolgende Diagramm zeigt einen typischen Nachweisbaum für das Economy Class Layout eines Langstreckenflugzeuges.

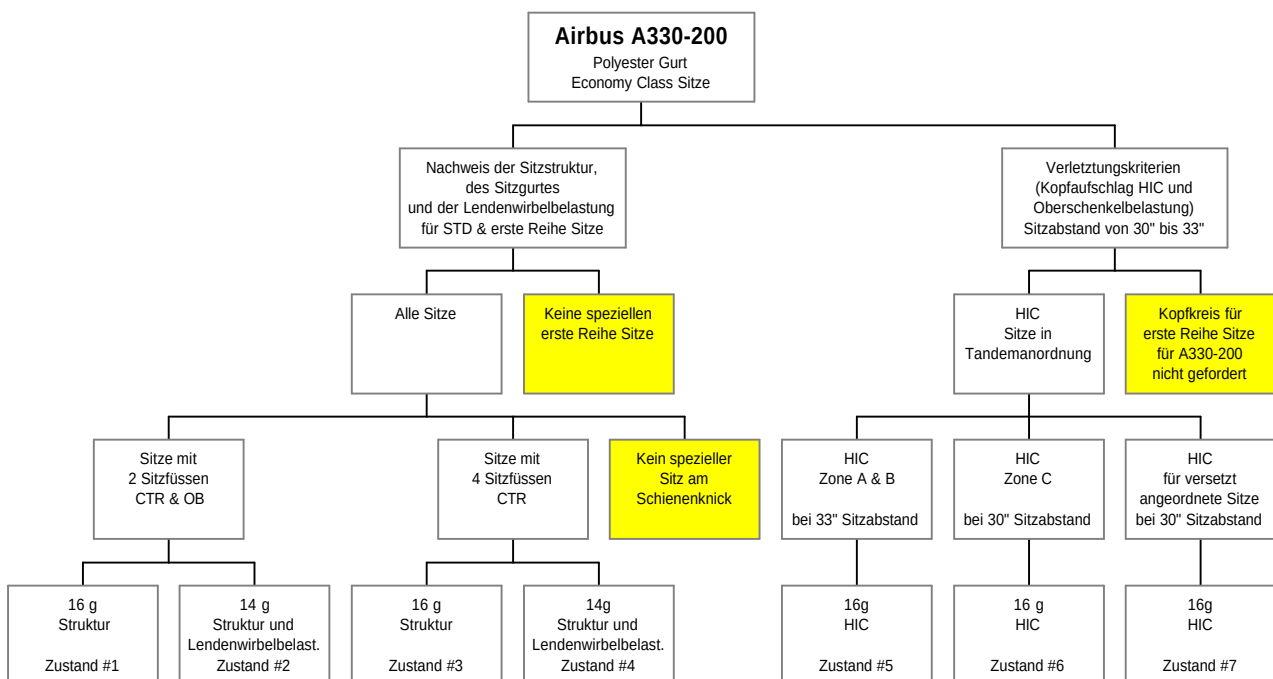


BILD 2. Nachweisbaum für ein Sitzlayout

3.1. Dynamischer Nachweis der Sitzstruktur

Im dynamischen Strukturversuch muss die Auslegung der Sitzprimärstruktur gegenüber dynamischen Lasten gezeigt werden. Hierbei werden abhängig von der Lastrichtung grundsätzlich zwei Lastfälle unterschieden.

Da die meisten Sitze ähnlich aufgebaut sind, wird zu Beginn der Versuchsplanung, nach Betrachtung der Primärstruktur, der Sitze eine Zusammenfassung unterschiedlicher Sitze zu Sitzfamilien durchgeführt.

3.1.1. 16g Vorwärtsbelastung

Mit diesem Versuch an einem einzelnen Sitz werden die mechanischen Eigenschaften unter der dominierenden Last in Flugzeuglängsrichtung ermittelt. Durch Drehen des Sitzes um 10° (Yaw) zur Bewegungsängsachse wird der Hauptbelastung eine seitliche Last überlagert, welches zu deutlich höheren Lasten im kritischen Sitzfuß führt. Durch definiertes Verdrehen/Kippen der Sitzschienenadapter vor dem Versuch wird zusätzlich die Verformung des Kabinenbodens beim Aufprall mit berücksichtigt. Bei diesem Versuch werden die höchsten Sitzfußlasten und die größten Biegemomente in den Tragrohren nachgewiesen. Wichtige Kennwerte sind hierbei die nach dem Versuch in Längsrichtung und zur Seite gemessenen Verformungen. Dieser Versuch dient auch zum Nachweis des Gurtes in Kombination mit der Sitzstruktur, da dieser unter der gegebenen Belastung am stärksten beansprucht wird und einen deutlichen Einfluss auf die Verformungswerte hat.



BILD 3. 16 g Vorwärtsversuch (nach Pitch and Roll)

Min. Geschwindigkeit V_1	13.41 m/s (44 ft/s)
Max. Beschleunigungszeit t_1	0.09 s
Min. Beschleunigung a	16 g
Vorverformung	
• Rollwinkel (Roll)	10°
• Kippwinkel (Pitch)	10°

TAB 1. Versuchsparameter 16g Vorwärtsversuch

3.1.2. 14g Abwärtsbelastung

In diesem Versuch mit einem einzelnen Sitz werden die mechanischen Eigenschaften unter einer dominierenden

Last in Abwärtsrichtung ermittelt. Diese Last wird kombiniert mit einer Last in Vorwärtsrichtung. Damit werden die höchsten Lasten im Sitzboden nachgewiesen. Zusätzlich wird in diesem Versuch der Einfluss der Sitzstruktur und des Kissensystems auf die Lendenwirbelbelastung ermittelt.

Für den Versuch wird der Sitz unter 60° nach hinten gekippt montiert. Damit ergibt sich unter Berücksichtigung der Schlittenbewegungsrichtung der geforderte Aufschlagswinkel von 30° zur Vertikalen.

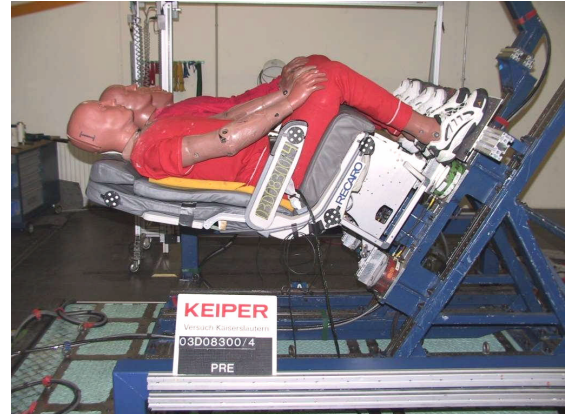


BILD 4. 14 g Abwärtsbelastung

Min. Geschwindigkeit V_1	10.67 m/s (35 ft/s)
Max. Beschleunigungszeit t_1	0.08 s
Min. Beschleunigung a	14 g
Aufschlagswinkel	30°
Vorverformung	
• Rollwinkel	0°
• Kippwinkel	0°

TAB 2. Versuchsparameter 14g Abwärtsversuch

3.1.3. Einteilen der Sitze in Sitzfamilien

Dieses Zusammenfassen der Sitze in Sitzfamilien ist ein entscheidender Schritt, um den Versuchsaufwand für den dynamischen Strukturnachweis auf ein notwendiges Minimum zu begrenzen. Bei einem aktuellen Layout für ein Langstreckenflugzeug gibt es meist 30 und mehr unterschiedliche Sitzvarianten. Hauptgrund für diese Vielzahl von unterschiedlichen Sitzen ist der Anspruch den vorhandenen Platz im Flugzeug bestmöglichst zu nutzen. Dies erfordert eine exakte Anpassung der Sitzgeometrie an die Flugzeuggeometrie unter Einhaltung der allgemeinen und spezifischen Zulassungsanforderungen für das jeweilige Flugzeugmodell. Entscheidendes Merkmal hinsichtlich des dynamischen Strukturverhaltens sind die Komponenten des primären Lastpfades. Dieser besteht aus (für eine klassisch aufgebautes Sitzgestell):

- Sitzfüßen inklusive Anbindung zur Sitzschiene,
- Tragrohre (vorne bzw. hinten),
- Sitzteiler,
- Gurtanbindung und Sitzgurt,
- Sitzpfanne.

Zusätzlich sind ggfs. noch die Sitzkomponenten, die den Sitzreferenzpunkt beeinflussen, zu berücksichtigen, z. B.:

- Sitzkissen,
- Rückenlehne und Rückenlehnenkissen.

Ein wichtiges Unterscheidungskriterium ist die Anzahl und der Abstand der Sitzfüße. Dies wird durch den Sitzschienenabstand vorgegeben und hat einen entscheidenden Einfluss auf das Strukturverhalten der Sitze. In den meisten Fällen können die Sitze in 1 bis 4 Sitzfamilien zusammengefasst werden.

3.2. Versuche zum Nachweis der Verletzungskriterien

Die im ersten Abschnitt erwähnten Unfalluntersuchungen haben gezeigt, dass einige Verletzungsarten als besonders kritisch anzusehen sind. Hieraus wurden verschiedene Verletzungskriterien abgeleitet:

- Kopfaufschlagkriterium
- Oberschenkelbelastung
- Lendenwirbelkriterium

Dies bedingt eine Reihe von Versuchen, die nur dem Nachweis dieser Verletzungskriterien dienen.

3.2.1. Kopfaufschlagversuche

Bei der Festlegung eines kritischen Wertes für den Kopfaufschlag konnte auf die umfangreichen Untersuchungen und Versuchsergebnisse aus dem Automobilbereich zurückgegriffen werden. Aufgrund dieser Unterlagen wurde für den HIC Wert (Head Injury Criterion) eine Obergrenze von 1000 definiert. Der HIC Wert ist das Maximum für ein Integral der Beschleunigung über der Zeit in einem gewissen Zeitintervall.

$$(1) \quad HIC = \left[(t_2 - t_1) \cdot \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \cdot \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2,5} \right]_{\max}$$

Die Ermittlung der maximalen Beschleunigungen und Kräfte, wenn es im Crash-Fall zu einem Kontakt zwischen Passagier und den vor ihm angebrachten Sitzen bzw. Strukturen kommt, muss sehr differenziert betrachtet werden. Im Regelfall trifft der Passagier im Crashfall auf die Rückenlehne des vorderen Sitzes. Abhängig von Sitzabstand, Größe des Passagiers und Rückenlehnenbeschaffenheit können hier verschiedene kritische Lastfälle bzw. Zonen definiert werden, die jeweils gesondert nachzuweisen sind.

Im ersten Schritt wird die Einbausituation der Sitze im Flugzeug betrachtet. Hierbei sind unter anderem folgende Fragen zu beachten:

- In welchem minimalen bzw. maximalen Abstand stehen die Sitze zueinander?
- Wie weit sind die Sitze von der Wand bzw. anderen Hindernissen entfernt?
- Gibt es Reihen mit einem seitlichen Versatz zwischen den Sitzen?

- Enthält das Kabinenlayout Sitze, die unter einem gewissen Winkel zur Flugzeuginnenachse eingebaut sind?
- Welche Probleme gibt es am Schienenknick?

Dazu kommen noch die spezifischen Anforderungen der einzelnen Flugzeugmodelle.

Nachdem geklärt ist, welche Einbausituationen vorliegen, werden die spezifischen Eigenheiten der Sitze betrachtet.

- Wie sieht die Rückenlehnenstruktur als Strukturelement im primären Lastpfad beim Kopfaufschlag aus?
- Welche Teile der Rückenlehne liegen im erwarteten Auftreffbereich z. B. Rückenlehnenmonitor, -esstisch, Kleiderhaken, Literaturtasche? Gerade hierbei erweisen sich oft unscheinbare Kleinigkeiten, wie ein vom Kunden gewünschter Lederbezug am falschen Platz als Elemente mit extrem ungünstigen Auswirkungen auf den HIC Wert.

Wichtige Voraussetzung für alle voran genannten Untersuchungen ist, dass die Bewegungskurve des Kopfes für den angeschnallten Passagier bekannt ist. Erst anhand dieses Kopfkreises kann der Auftreffbereich vorausbestimmt werden. Im günstigsten Fall ergibt die CAD Untersuchung mit den Kopfkreisdaten, dass es zu keinem Kopfkontakt kommt.

Die Mehrzahl der HIC-Nachweise wird in sogenannten Row-to-Row Versuchen erbracht.

3.2.1.1. Row-to-Row Versuche

Hierbei werden zwei Sitze in Tandemanordnung hintereinander in einem 16g Vorwärtsversuch getestet. Der grundlegende Parameter hierfür ist der Abstand zweier Sitze (Seat Pitch) zueinander. Die Anordnung der Sitze auf dem Schlitten (Sitzabstand und Winkel zum Schlittenlängsachse) richtet sich nach dem nachzuweisenden Auftreffpunkt.

Bei der Definition der notwendigen Versuche wird der sogenannte „HIC Lite“-Ansatz [6] verfolgt. Grundaussage dieser Vorgehensweise ist, dass nur die kritischen Bereiche einer Rücken- bzw. Armlehne nachzuweisen sind, die für den größten und den kleinsten Sitzabstand (Seat Pitch Range) in der Kopfaufschlagzone liegen. Wenn dieser Nachweis vorliegt, können die Sitze mit jedem Sitzabstand aufgestellt werden, der innerhalb des oben genannten Seat Pitch Ranges liegt. Der Ansatz geht sogar soweit, dass es gleichgültig ist wie der Sitz aussieht auf dem der Passagier sitzt. Ausschlaggebend für die HIC Betrachtung sind nur die Rückenlehne (inkl. Anbindung), die Armlehne bzw. andere Strukturelemente im Auftreffbereich.

Das folgende Bild zeigt einen typischen Row-to-Row Versuch mit zwei Doppelsitzen und zwei Dummies auf dem hinteren Sitz. In diesem speziellen Versuch werden zwei unterschiedliche Bereiche der Rückenlehne nachgewiesen.

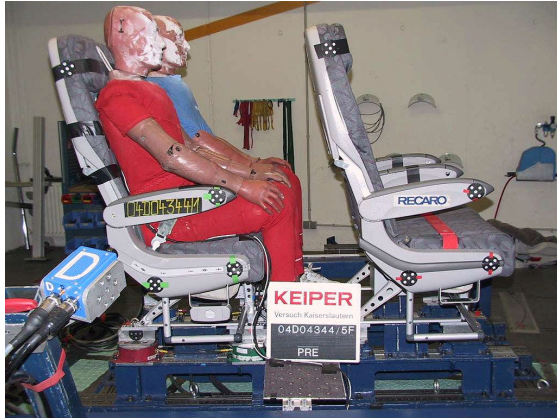


BILD 5. Typischer Aufbau für einen Row-to-row Versuch

Einen weiteren typischen Versuch zeigt das folgende Bild, in dem die Sitze versetzt zueinander angeordnet sind. Hier ist der Auftreffbereich die Kante der Rückenlehnen bzw. der hintere Bereich der Armlehne zwischen den beiden Rückenlehnen des vorderen Sitzes.

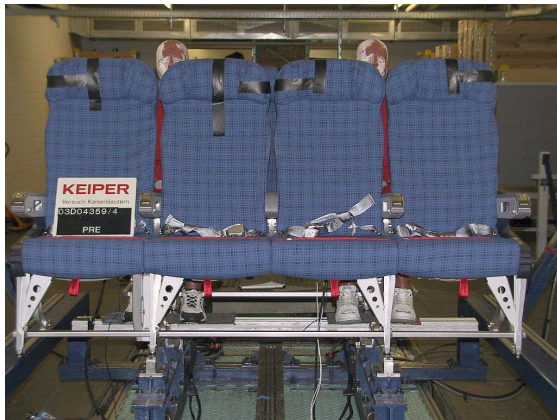


BILD 6. Typischer Aufbau für versetzt zueinander angeordnete Sitze

In den folgenden Bildern sind einige typische Auftreffbereiche dargestellt.



BILD 7. Auftreffbereich im oberen Teil der Rückenlehne (Gesichtabdruck auf Bezug)



BILD 8. Auftreffbereich im Randbereich



BILD 9. Auftreffbereich Außenkante Rückenlehne – Hinteres Ende Armlehne

Das im BILD 10 dargestellte Diagramm zeigt die Beschleunigungskurven für den im BILD 8 gezeigten Versuch. Die oberen Kurven stellen die Kopfbeschleunigungen in x-, y- und z-Richtung dar, wobei die x-Richtung in Richtung der Nase zeigt. Die untere Kurve zeigt die resultierende Beschleunigung, die der HIC-Berechnung zu Grunde liegt. Die erste Spitze stellt den ersten Aufprall auf der Rückenlehnen dar. Durch diesen Impuls versagt das erste Crashelement und die Rückenlehne klappt nach vorne weg. Im weiteren Verlauf trifft der Dummy nochmals im Bereich der Literaturtasche relativ heftig auf die Rückenlehne – dies bildet die zweite Spitze.

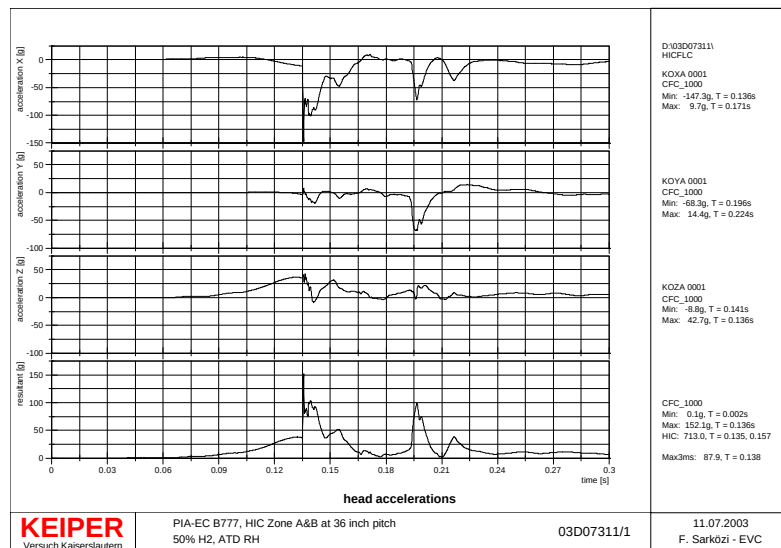


BILD 10. Typische Beschleunigungskurven bei einem Kopfaufschlagsversuch

3.2.1.2. Kopfkreisermittlung (Head Path Measurement)

Die Ermittlung des Kopfkreises sollte, soweit noch nicht aus vorangegangenen Versuchen bekannt, am Anfang einer Versuchsserie zum Kopfaufschlag stehen. Bei diesem Versuch wird der Kopf des Dummies mit speziellen Marken versehen. Der Versuch wird unter 0° in Schlittenlängsrichtung durchgeführt. Außer der Sitzstruktur sind bei diesem Versuch auch der Sitzgurt und das Sitzkissen von entscheidender Bedeutung. In diesem Versuch wird auch die Bewegungskurve für die

Knie ermittelt. Die Auswertung der Daten erfolgt über ein Videoauswertesystem.

Der Versuch wird auch als Ersatz für einen Kopfaufschlagversuch auf ein Hindernis genutzt, das vor dem Passagier angebracht ist.

An der unten abgebildeten Kopfbewegungskurve erkennt man sehr schön die Änderung der Bewegungsrichtung des Kopfes. Anfänglich überwiegt die Vorwärtsbewegung aber nachdem der Gurt völlig gestreckt ist, rotiert der Oberkörper des Dummy stärker und im weiteren Verlauf überwiegt die Abwärtsbewegung.

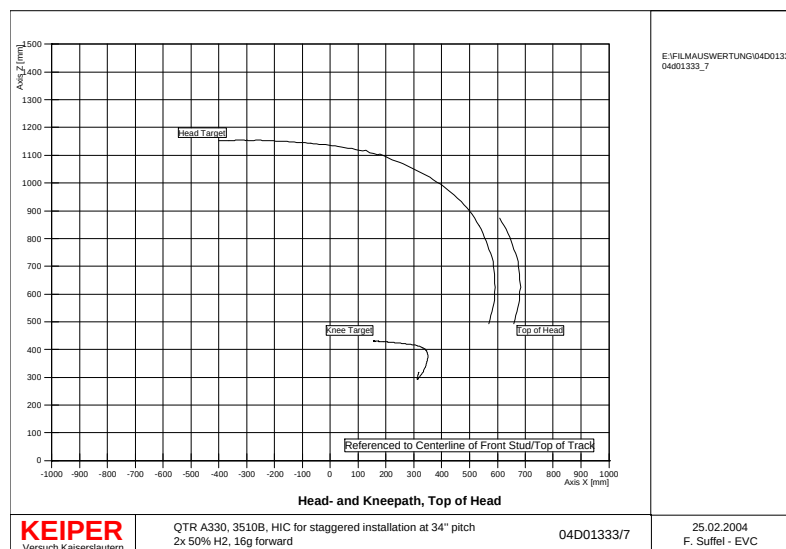


BILD 11. Typischer Kopfkreis



BILD 12. Versuch zur Ermittlung des Kopfkreises

3.2.2. Max. Oberschenkelbelastung bei Kniekontakt

Die maximale Belastung für den Oberschenkel (Femur Load) wird parallel zu dem Kopfaufschlagversuch mit dem geringsten Sitzabstand gemessen. Hierbei wird die Kraft gemessen mit der die Knie des Dummies an der Struktur des Vordersitzes anstoßen. Die Messung erfolgt über spezielle Kraftmessdosen in den Oberschenkeln des Dummies. Der Grenzwert für die Druckkraft, die auf den Oberschenkel wirken darf, ist 10 kN.

3.2.3. Lendenwirbelbelastung

Die Lendenwirbelbelastung wird im 14g Abwärtsversuch ermittelt. Als Grenzwert wurde ein Wert von 6,67 kN festgelegt. Die Messung erfolgt über eine Kraftmessdose im Lendenbereich des Dummies. Der Wert wird für den steifsten als auch den weichsten Platz eines Sitzes gemessen. Die entscheidenden Sitzkomponenten sind hierbei Sitzpfanne und Sitzkissen.

4. SITZENTWICKLUNG

Bei Recaro Aircraft Seating wurde schon Ende der 80er Jahre mit der Entwicklung von Sitzen begonnen, welche die dynamischen Anforderungen erfüllen. Das nachfolgende Bild zeigt einen Economy Class Sitz nach einem der ersten von Recaro Aircraft Seating durchgeführten 16g Vorwärtsversuche. Die Sitzstruktur erfüllte alle damals geltenden rein statischen Zulassungsanforderungen.



BILD 13. Erster 16g Vorwärtsversuch bei RECARO

Im Laufe der nachfolgenden Entwicklungen wurden sukzessive alle Strukturkomponenten entsprechend verbessert (Tragrohr, Sitzteiler, Sitzfuß, Gurtanbindung). Allerdings bedingte die 16g-Fähigkeit, insbesondere bei hoch belasteten Sitzen, immer einen gewissen Gewichtsverlust. Aber mit der Sitzstruktur für den aktuellen Recaro Economy Class Sitz ist es gelungen, für alle Sitzvarianten eine gleiche Grundstruktur ohne Gewichtsverlust zu entwickeln. Das nachfolgende Bild zeigt diesen Sitz nach dem gleichen Versuch wie den Sitz im vorangegangenen Bild.

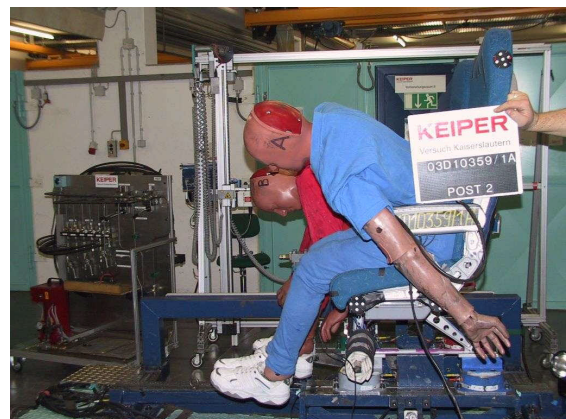


BILD 14. 16g Vorwärtsversuch mit aktuellem Economy Class Sitz

Der Sitz zeigt nur sehr geringe Verformungen, die deutlich unter den zulässigen Grenzwerten liegen. Die Belastung auf den Passagier liegen ebenfalls deutlich unter der kritischen Werten. Gleichzeitig ist die Sitzstruktur sehr einfach gehalten und kann sehr einfach auf die unterschiedlichsten Anforderungen angepasst werden.

Das gutmütige Verhalten im 16g Vorwärtsversuch ist eine wichtige Voraussetzung für die späteren Kopfaufschlagversuche. Falls hier beispielsweise zu große Verformungen auftreten, wird die richtige Voraussage hinsichtlich des Auftreffbereiches extrem schwierig.

5. SPEZIFISCHE PROBLEME

5.1. Verformungen

Die Anforderung, mit der Verformung des Sitzes unterhalb bestimmter Grenzwerte zu bleiben, und das Einhalten der Anforderungen hinsichtlich der Verletzungsrisiken für den Passagier, führen unter Umständen zu konträren Lösungen.

Zunächst besteht die Forderung die plastische Verformung des Sitzes nach einem Unfall möglichst gering zu halten, um dem Flugzeuginsassen noch genügend Platz zum Aussteigen zu lassen. Ein möglicher Konstruktionsansatz zur Berücksichtigung dieser Problemstellung kann eine sehr steife Sitzstruktur mit speziellen Deformationselementen sein. Diese Elemente sollten ein hohes Energieabsorptionsvermögen haben und gleichzeitig die Gesamtverformung möglichst wenig beeinflussen. Solche Strukturen führen aber unter Umständen zu einer deutlichen Erhöhung der Verletzungskriterien (z. B. Lumbar Load im Abwärtsversuch bzw. HIC beim Kopfaufschlag).

Ein anderer Ansatz ist eine Struktur, die einen hohen Anteil von elastischer Verformung zulässt. Hierdurch kann das gleiche Ziel – geringe plastische Verformung nach der Belastung – erreicht werden. Die Belastungen auf den Insassen sind durch die weichere Struktur günstiger. Allerdings erhöhen die großen elastischen Verformungen den Kopfkreis im Vorwärtsversuch.

5.2. HIC Ermittlung

Auch bei der Betrachtung der Optimierung einer Struktur hinsichtlich HIC ergeben sich oft widersprüchliche Ansätze.

- Weiche Strukturen gelten allgemein als günstiger beim Kopfaufschlag als steife Strukturen. Beim Aufschlag auf die Rückenlehne werden sehr oft Crashelemente eingesetzt, die nach ihrem Versagen ein Nach-Vorne-Klappen der Rückenlehne ermöglichen. Dies funktioniert jedoch mit steifen Rückenlehnenstrukturen deutlich besser als mit weichen.
- Zu weiche Strukturen zeigen bei der Messung der bleibenden Verformungen nach einem Kopfaufschlag oft unzulässig hohe Verformungen der Rückenlehne.
- Ein großer Sitzabstand ist beim Kopfaufschlag nicht immer ein Vorteil. Ist er groß genug und es kommt nur zu einem leichten Streifen des Kopfes ist auch der HIC meist sehr gering. Ist der Kontakt aber nur ein klein wenig intensiver, erhält man sehr große HIC Werte da der Dummy in der durch den großen Sitzabstand bedingten relativ langen Beschleunigungsphase viel Energie aufbauen kann.
- Crashelemente sollen im Crashfall versagen – im alltäglichen Einsatz sollen sie aber genauso robust und alltagstauglich sein wie die restlichen Sitzkomponenten.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Die Einführung der dynamischen Zulassung von Fluggastsitzen hat zu einer deutlichen Erhöhung des Sicherheitsstandards im Kabinenbereich geführt. Durch diese Forderungen sind komplett neue Sitzkonzepte entwickelt worden. Die Sitzhersteller und die Zulieferindustrie haben sich intensiv mit den Anforderungen auseinandergesetzt und mittlerweile stehen auf breiter Basis passende Lösungen zur Verfügung.

Allerdings müssen die konstruktiven Lösungen weiter verfeinert werden, um insbesondere den gestiegenen Forderungen von Seiten der Ergonomie und auch hinsichtlich des Sitzgewichtes gerecht zu werden. Darüber hinaus wird mittlerweile an der weiteren Verbesserung der Sicherheitsstandards gearbeitet, da hier aus dem Automobilbereich zahlreiche neue Impulse kommen (z. B. Side Impact, Verletzungsrisiken für den Nackenbereich).

7. SCHRIFTTUM

- [1] Stephen J. Soltis and William J. Nissley, "The Development of Dynamic Performance Standards for Civil Aircraft Seats"; Federal Aviation Administration – U.S. Department of Transportation
- [2] CS/JAR/FAR 25; JAR 25 Change 13 and FAR 25.562, Amendment 25-64 (effective 6/16/88)
- [3] AC 25.562 1B; "Dynamic Evaluation of Seat restraint Systems & Occupant Protection on Transport Airplanes"; (Draft 2002-12-19)
- [4] (E)TSO C127a; (European) Technical Standard Order, Rotorcraft, Transport and Normal and Utility Airplane Seating Systems (if applicable); (effective 2003-10-24)
- [5] SAE AS8049 – "Performance Standards for Seats in Rotorcraft and Transport Airplanes" (issued 1997-09)
- [6] FAA Memorandum "Simplified Procedure for Addressing the Head Injury Criteria of § 25.562"; Policy Ltr. TAD-96-002; (1996-02-16)